

НАВИГАЦИЯ, НАВЕДЕНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ В КОСМОСЕ

НАВИГАЦИЯ, НАВЕДЕНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ В КОСМОСЕ

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Space Navigation Guidance and Control

Authors

Dr. C S DRAPER
Dr W WRIGLEY
D G HOAG
Dr. R H. BATTIN
J. E. MILLER
D A. KOSO
Dr A L. HOPKINS
Dr. W E. VANDER VELDE

Editor

J E. MILLER

all of

MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY



W and J MACKAY and CO LTD
LONDON and CHATHAM. ENGLAND

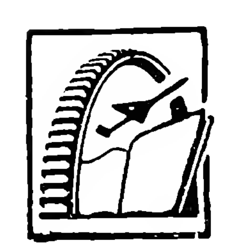
Навигация, наведение и стабилизация в космосе

Авторы

Ч. С. ДРЕЙПЕР
У. РИГЛИ
Д. Г. ХОЭГ
Р. Х. БЕТТИН
ДЖ. Э. МИЛЛЕР
Д. А. КОСО
А. Л. ГОПКИНС
У. Э. ВАНДЕРВЕЛЬДЕ

Под редакцией *Дж. Э. Миллера*

Перевод с английского под редакцией
д-ра техн. наук *И. Д. Блюмина*



ИЗДАТЕЛЬСТВО
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1970

УДК 629.7.05.20

Книга написана известными американскими учеными и специалистами в области космической навигации, конструирования систем наведения и стабилизации. В ней изложены принципы и методы проектирования систем управления для космических аппаратов. Даны решения задач с иллюстрациями на конкретном примере американского космического корабля «Аполлон». Большой интерес представляет рассмотрение работы систем управления и стабилизации космического корабля на различных этапах полета.

Книга предназначена для инженеров и научных работников, занимающихся проектированием систем управления летательными аппаратами.

Табл. 13. Иллюстр. 236. Библ. 42 назв.

Перевод выполнили кандидаты технических наук
Ю. И. Рабинович, В. И. Решетников и канд. физ.-мат. наук
Л. Н. Слезкин

2-4-3
170-69

ПРЕДИСЛОВИЕ К РУССКОМУ ИЗДАНИЮ

Реализация полетов человека за пределы сферы земного тяготения — к Луне и планетам солнечной системы — ставит перед учеными и инженерами множество новых проблем. Среди них, пожалуй, одна из самых трудных — достаточно надежное и точное управление космическим кораблем на всех стадиях его движения. Этой проблеме и посвящена книга «Space navigation guidance and control», русский перевод которой предлагается вниманию читателя в настоящем издании. Авторы книги — видные специалисты США, принимавшие участие в разработке системы управления американского космического корабля «Аполлон», предназначенного для доставки экспедиции на Луну и возвращения ее на Землю *.

Хотя по системам управления баллистическими ракетами и космическими летательными аппаратами теперь уже опубликовано немалое число работ, вопросы управления космическими кораблями, предназначенными для полета человека к Луне и более далеким космическим целям, не получили еще в литературе достаточного освещения. Этот пробел в значительной мере восполняется настоящей книгой.

В настоящее время принято различать в процессе управления три операции или функции:

— навигацию, или определение координат и скорости объекта путем измерений и вычислений;

— наведение, или определение желаемого закона дальнейшего движения объекта, исходя из текущих значений его координат и скорости, а также конечных целей, либо других условий движения, которые необходимо соблюсти;

— регулирование или стабилизацию, т. е. создание управляющих сил, воздействующих на объект и вынуждающих его двигаться по закону, который близок к желаемому.

Материальные средства, реализующие эти функции, обычно называют системами навигации, наведения и стабилизации. В отечественной литературе совокупность этих средств принято называть системой управления. Участие в написании книги спе-

---

* При чтении книги следует учитывать, что она написана до полетов космических кораблей «Аполлон» на Луну.

циалистов различного профиля позволило им компетентно рассмотреть вопросы, относящиеся ко всем трем названным частям системы управления.

Обращают на себя внимание главные идеи, развитию и обоснованию которых в книге уделено особое внимание. К ним относится прежде всего мысль о том, что имеется некоторая оптимальная для определенных условий движения доля участия космонавта в различных функциях управления кораблем и что космонавту должна быть предоставлена возможность выбора этой доли участия в зависимости от сложившейся ситуации. Читатель найдет в книге многие соображения в обосновании этой мысли, а также получит сведения о технических средствах, с помощью которых она претворяется в жизнь.

Вторая идея, развиваемая авторами, примыкает к первой и состоит в том, что на борту космического корабля необходимо предусматривать средства для вполне автономной навигации. Интересен описанный в книге комплект инерциальных и оптических приборов, которые позволяют определять с требуемой точностью навигационные данные на всех этапах полета без помощи с Земли, хотя возможность такой помощи в большинстве случаев и предусматривается.

Третья основная идея книги сводится к тому, что система управления должна быть способна привести и безопасно посадить корабль на Землю в случае отказа части его двигательных установок или других систем почти на любой стадии полета.

Много внимания уделено также авторами вопросам выбора алгоритмов вычислений, построению, технике выполнения и программам действия бортовой вычислительной машины. Все эти вопросы решаются так, чтобы наряду с экономией вычислительных средств обеспечивалась достаточная гибкость использования системы в различных условиях полета.

Основное значение книги, на наш взгляд, состоит в том, что она выясняет общий подход к вопросам построения системы управления КЛА, характерный для американской практики, содержит анализ связей между отдельными частями системы, излагает теоретические и практические вопросы проектирования систем и приборов в их тесной взаимной зависимости и богато иллюстрирована примерами из современного американского технического опыта.

И. Д. Блюмин

ПРЕДИСЛОВИЕ

В книге излагаются основные сведения о системах управления космическими летательными аппаратами и рассматриваются более конкретно системы, используемые для решения проблемы полета человека на Луну. Сначала излагаются вопросы взаимодействия «человека и машины» и требования к системам управления космических летательных аппаратов. Затем показывается, как эти требования реализуются в конкретных технических средствах, излагаются требования к параметрам аппаратуры и методу ее выбора. Наконец, обсуждаются теоретические основы построения точных систем навигации, наведения и стабилизации на базе известных компонентов, анализируются эти системы, выводятся их передаточные функции. Книга разделена на 7 частей.

Часть первая посвящена историческим предпосылкам проблем наведения и навигации; здесь обсуждаются используемые для навигации физические явления и соответствующая приборная техника.

Во второй части продолжается рассмотрение основных вопросов управления с более конкретным освещением задач и методов, присущих проекту лунного космического корабля «Аполлон». Здесь излагаются основные идеи и методы разрешения задач этого проекта и, в частности, обосновывается целесообразность создания приборов, позволяющих выполнять все необходимые операции автономно на борту корабля, пользуясь также всеми наземными средствами, когда это возможно.

В третьей части книги излагаются аналитические основы вычислений, выполняемых на борту корабля для целей навигации и наведения. Полученная система уравнений позволяет экономно использовать бортовую вычислительную машину и решать с ее помощью все разнообразные задачи, связанные с полетом.

В четвертой части подробно рассматривается построение инерциальных измерительных приборов для систем наведения и стабилизации корабля «Аполлон».

Оптические приборы и оптические приемы измерений описываются в пятой части книги.

В шестой части изложены основы и конкретные способы построения бортовой цифровой машины, а также методы решения с ее помощью некоторых интересных задач управления кораблем «Аполлон», в частности, описаны методы, позволяющие астро-

навту обмениваться с вычислительной машиной необходимой информацией.

В седьмой части рассматриваются задачи угловой стабилизации объекта в условиях активного и пассивного полета и методы их решения. Множество таких задач характерно для космического корабля «Аполлон». Они касаются систем стабилизации командного и вспомогательного (двигательного) модулей, лунного корабля и возвращаемого аппарата.

Настоящая книга[1] является попыткой собрать в одно целое сведения из различных дисциплин, используемых для создания успешно действующих и точных систем управления. В каждой своей части книга представляет собой результат взаимного влияния теории и практики. В отдельных случаях, возможно, подчеркивается та или другая сторона вопроса, но в целом им уделяется равное внимание.

Всеми частями книги можно пользоваться порознь, однако в качестве основы для усвоения частей 3—7 полезно ознакомиться со второй частью. Чтобы избежать ненужных повторений, в некоторых частях книги, когда это нужно, делаются ссылки на другие ее части. При чтении книги можно заметить, что приводимые в ней примеры относятся преимущественно к проекту «Аполлон» и применяемым в нем техническим средствам. Это объясняется в некоторой мере тем, что авторы хорошо знают данный проект, ибо принимали участие в его разработке, будучи сотрудниками Приборной лаборатории Массачусетского Технологического института. Кроме того, проект «Аполлон» замечателен в том отношении, что в нем выдвигаются разнообразнейшие требования к системе управления и при ее проектировании возникают многочисленные задачи. Поскольку к моменту издания книги разработка проекта еще продолжалась, авторы не особенно заботились о том, чтобы приводимые примеры учитывали детали его последнего по времени варианта. Напротив, указывая необходимые примеры из области навигации, наведения и стабилизации, авторы брали их из различных стадий разработки без особых на то ссылок в каждом отдельном случае.

Авторы хотели бы выразить признательность Национальному агентству по исследованию космоса (NASA) за предоставленную им возможность участия в прочтении цикла лекций и за разрешение использовать материалы по двум конкретным заказам. Они также учитывают, что это разрешение не означает признания ответственности NASA за содержание лекций. Кроме того, авторы приносят благодарность многим сотрудникам Приборной лаборатории Массачусетского Технологического института, работающим по комплексу «Аполлон», за моральную поддержку и предоставленный материал.

---

[1] Книга написана по материалам курса лекций, прочитанных авторами. *Прим. пер.*

Часть I

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ НАВЕДЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

Наведение представляет собой процесс получения и использования информации с целью выработки команд к маневрированию для управления движением объекта. В результате этого процесса в контуре управления реализуется обратная связь, воздействующая на рулевые органы и двигательную установку объекта. Такая обратная связь необходима для успешного функционирования любого летательного аппарата. Прочная конструкция корпуса и мощная двигательная установка обеспечивают возможность полета. Однако без стабилизации, сообщающей полету устойчивость, и без наведения, которое определяет надлежащие траектории и вырабатывает команды к маневрированию, реализующему эти траектории, даже самый сложный и дорогостоящий летательный аппарат не представляет никакой практической ценности. Наилучший самолет не может служить транспортным средством, пока пилот не сядет в свое кресло и не займется стабилизацией и наведением. Правда, требования к совершенству исполнения этих функций в последнее время вышли за пределы того, что могут дать органы чувств, мускулы и скорость мыслительного процесса человека. Во многих ситуациях человек справляется с задачей управления лишь благодаря тому, что изобретает, изготавливает и использует неодушевленные устройства, работа которых дополняет и заменяет его непосредственные действия, ибо возможности этих действий ограничены.

В последние два десятилетия достигнуты существенные успехи в развитии техники управления. Однако было немало и возражений, вызванных особым вниманием к этой отрасли техники и исключительно большими затратами на нее.

Достигнутые результаты разработок, особенно в области управления баллистическими ракетами, подводными лодками, спутниками и космическими кораблями, привели к созданию образцов техники, жизненно важных для страны.

Разнообразные новые возможности применения систем управления уже обеспечены лучшими сегодняшними достижениями в этой области. Однако в ближайшее время еще предстоит принять важные решения — продолжить работу для дальнейшего значи-

тельного повышения точности систем. Когда речь идет о системах управления, приходится учитывать вопросы государственного курса, стратегии, тактики, экономики, политики, прибылей отдельных компаний и человеческие эмоции в тесном сплетении с основными законами природы и достижениями техники. Поэтому каждое существенное разъяснение проблем, связанных с системами управления, бесспорно полезно для формирования планов дальнейших конструктивных действий.

Авторы настоящей работы надеются, что она будет полезна при обсуждении вопросов создания систем управления космическими летательными аппаратами мирного назначения и компонентов этих систем. По мнению авторов, книга также поможет выяснению возможностей применения и особенностей построения аналогичных систем в случае использования их для боевых ракет.

ГЛАВА 1.1. ЗАДАЧИ НАВЕДЕНИЯ

Традиционный метод, с помощью которого направляют движение объекта к месту назначения, основан на использовании сведений, доставляемых навигацией (рис. 1.1). Поскольку часто

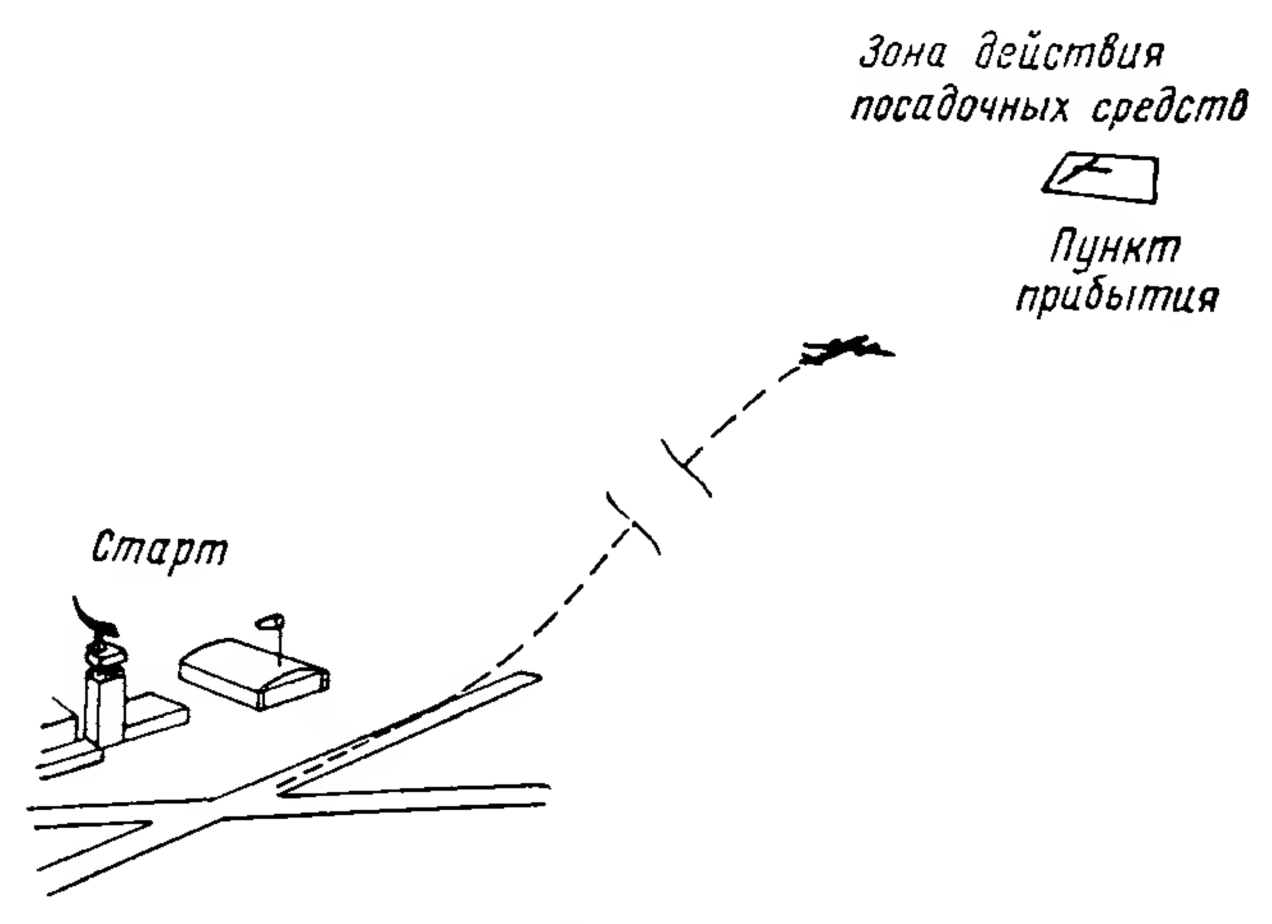


Рис. 1.1. Навигация самолета

на заключительной стадии движения самолета управление им осуществляется в результате прямого радиационного контакта[1] летательного аппарата (ЛА) с навигационными устройствами, расположенными в месте назначения, к точности навигации на

[1] Имеется в виду прямая видимость или непосредственное радиолокационное либо акустическое наблюдение. *Прим. пер.*

остальной части пути обычно предъявляются не очень высокие требования. Если навигационные средства позволяют доставить летательный аппарат в точку назначения с погрешностью в 5—15 *км,* их задачу можно считать выполненной. Следовательно, для полетов, длящихся не более нескольких часов, можно считать допустимым, чтобы погрешность навигационной системы накапливалась со скоростью 2—6 *км* в час. На рис. 1.2, *а* показан случай стрельбы по цели, распределенной по некоторой площади, снарядом, радиус поражения которого равен нескольким милям (5—10 *км*). Такая стрельба может быть осуществлена с

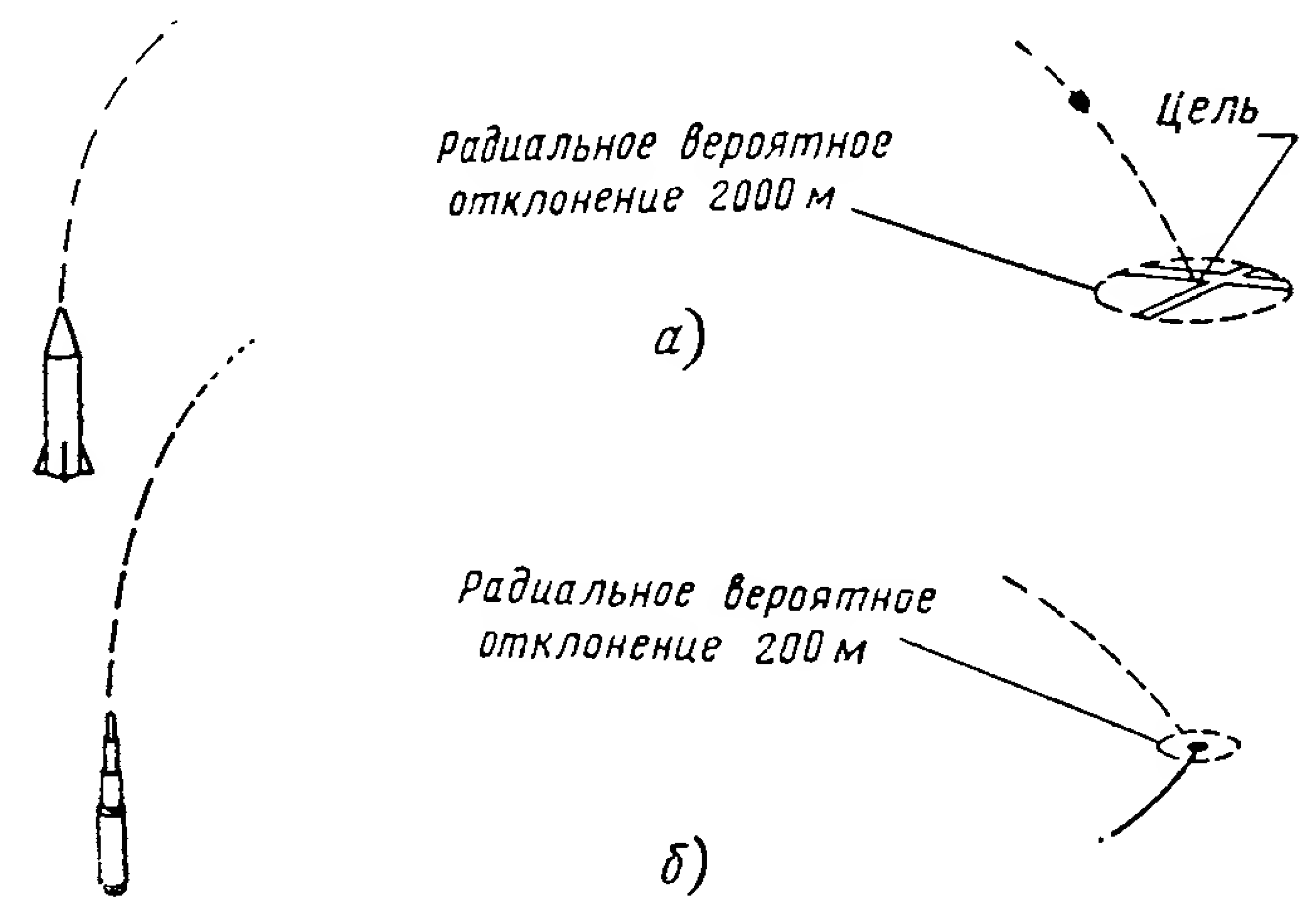


Рис. 1.2. Наведение снаряда:

а — наведение снаряда на распределенную по площади цель. Допустимая ошибка примерно на десятичный порядок меньше, чем при навигации самолета; б — наведение снаряда на «точечную» военную цель (допустимое рассеивание указано для имеющихся боевых зарядов)

помощью системы управления, обеспечивающей радиус вероятного кругового рассеивания (радиус круга, в который попадает половина большого числа снарядов) порядка 2 *км.* Эту точность необходимо обеспечить независимо от дальности и времени полета.

Если для навигации или наведения не используется прямой радиационный контакт движущегося объекта с ориентирами, то по необходимости место объекта на поверхности Земли определяется расстояниями от него до известных ориентиров, либо угловыми координатами местной вертикали относительно системы, фиксированной по отношению к Земле. Соответствие между направлениями местных вертикалей и точками на картографической поверхности позволяет определить место геодезически привязанных точек с погрешностью, примерно, не более 200 *м.* Это означает, что при достигнутой сегодня точности координатных сеток на картах точность систем управления, к которой следует

стремиться, характеризуется круговым вероятным рассеиванием порядка 200 *м*. Эффективное поражение многих сосредоточенных («точечных») военных целей, таких, как мосты и укрепленные шахтные позиции ракет, место которых на карте может быть определено с точностью порядка 200 *м*, требует, чтобы рассеивание относительно цели было порядка тех же 200 *м* (рис. 1.2).

Стабилизация, навигация и наведение всегда связаны с использованием некоторой базовой (опорной) системы координат, оси которой ориентированы известным образом относительно направлений в пространстве, с помощью которых определяется практически интересующая нас траектория движения. Определение траектории включает в себя определение направлений, расстояний и скорости движения управляемого объекта в базовой

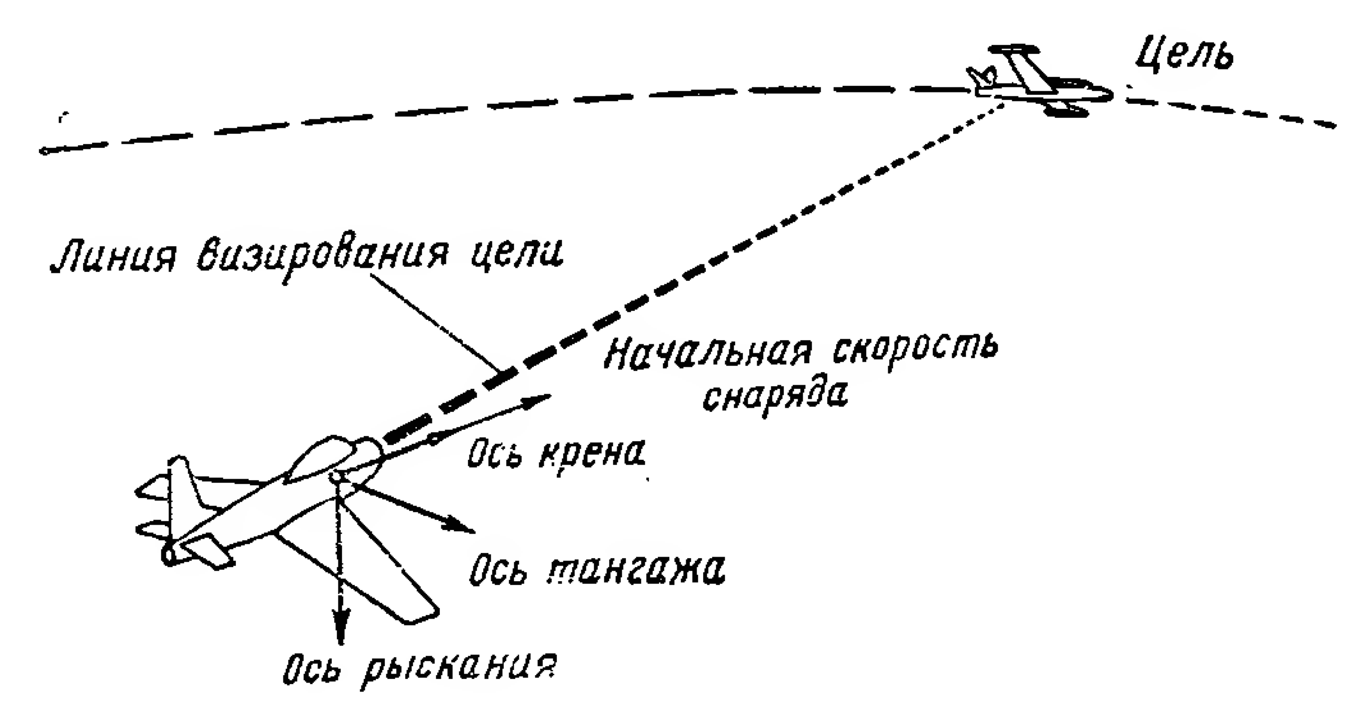


Рис. 1.3. Наведение визированием цели

системе координат, связанной с точкой назначения или целью. На практике базовая система может выбираться различным образом и интересующие нас расстояния могут указываться различными методами. Рассмотрим простейший случай наведения, когда один самолет стреляет из пушки по другому (рис. 1.3). Задача атакующего состоит в том, чтобы двигаться по траектории, при которой снаряд, вылетевший из пушки, поразит цель. Исходной здесь является линия визирования цели, а координатные оси базовой системы для маневра фиксируются в плоскости атаки. Обычно в этом случае связанные с самолетом оси крена, рысканья и тангажа выбираются интуитивно в качестве базовых для суждения о величинах углов и направлениях поворотов. Успех достигнут, если атакующий самолет летит так, что огонь пушки поражает цель.

При навигации и наведении встречаются случаи более сложные, чем стрельба снарядами «воздух — воздух», поскольку прямое визирование цели не всегда возможно, так что для указания скорости и местоположения какой-либо точки нужна базовая система координат вне управляемого объекта. Если траектория движения должна соединить две точки на земной поверхности,

естественно использовать в качестве опорных географические оси — вертикаль и направление на север. Для определения направлений и расстояний могут служить радиосредства — радиомаяк или радар (рис. 1.4, 1.5 и 1.6).

В этом случае (рис. 1.4) наземная станция, ориентированная известным образом относительно географических осей, вступает в контакт с движущимся объектом с помощью искусственного излучения. Если такая станция представляет собой импульсный

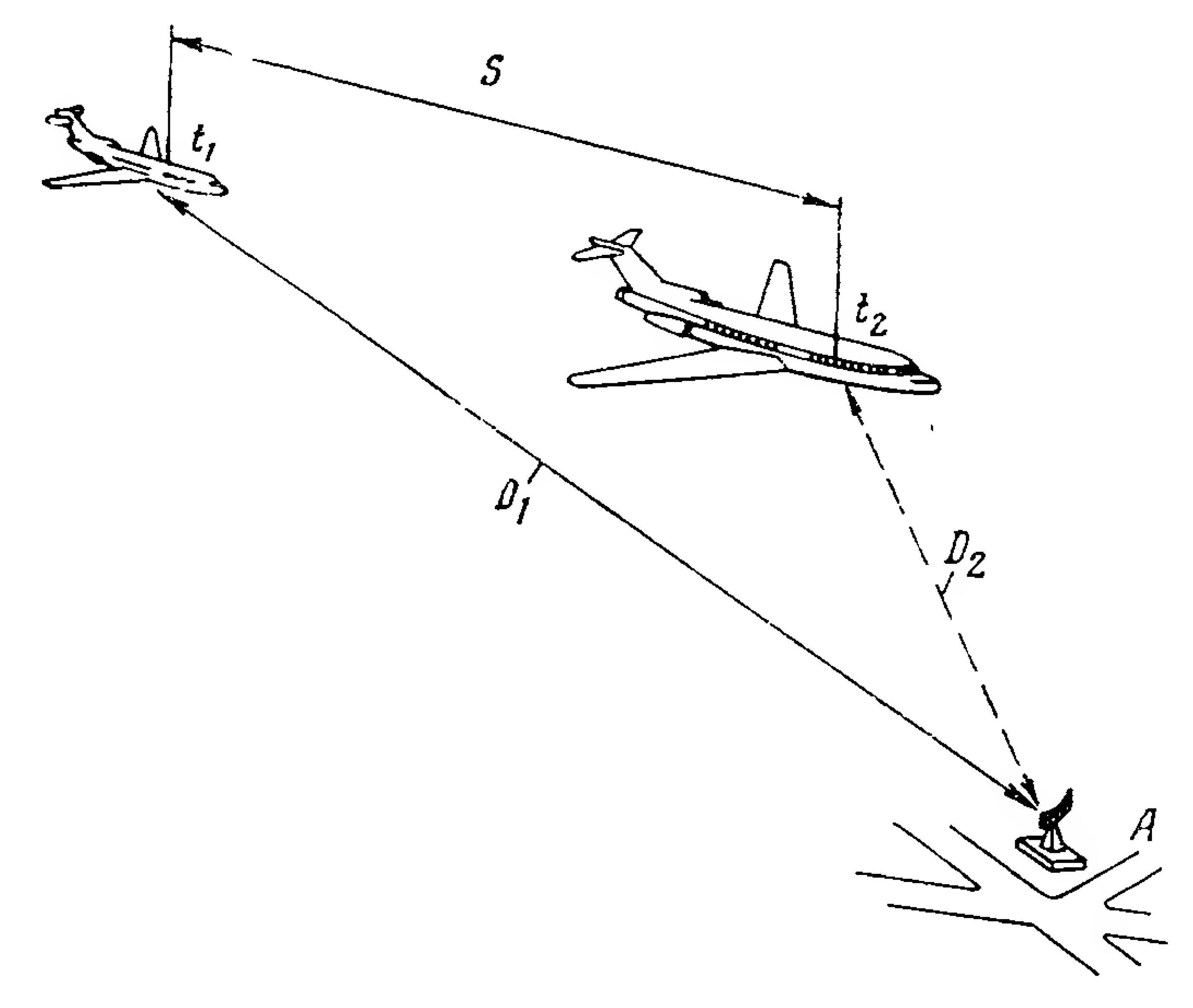


Рис. 1.4. Измерение пройденного пути радиосредствами:
S — пройденный путь от момента t_1 до момента t_2; D_1 — дальность по радиолокатору в момент t_1; D_2 — дальность по радиолокатору в момент t_2; A — аэродром

радиолокатор, он определяет непосредственно расстояния и указывает место объекта при условии, что известно направление следящего излучения.

Итак, этот случай характеризуется тем, что:

1) радиолокатор обеспечивает непосредственное измерение дальности;

2) допплеровский измеритель дает относительную скорость объекта; дальность получается интегрированием;

3) погрешность в дальности равна погрешности измерений.

Расстояние между двумя точками на земной поверхности зависит от угла между местными вертикалями этих точек (рис. 1.5). Поэтому измерение направления вертикали позволяет определять географическое место точки приемами астрономической ориентации. Метод состоит в том, что измеряют угол между

линией визирования известного светила и направлением гравитационной силы, корректируют этот угол на вращение Земли и затем обращаются к карте. Заметим, что в этом случае погрешность измерения угла, равная 1 *дуг. мин* или 60 *дуг. сек,* дает ошибку в определении места, равную одной морской миле

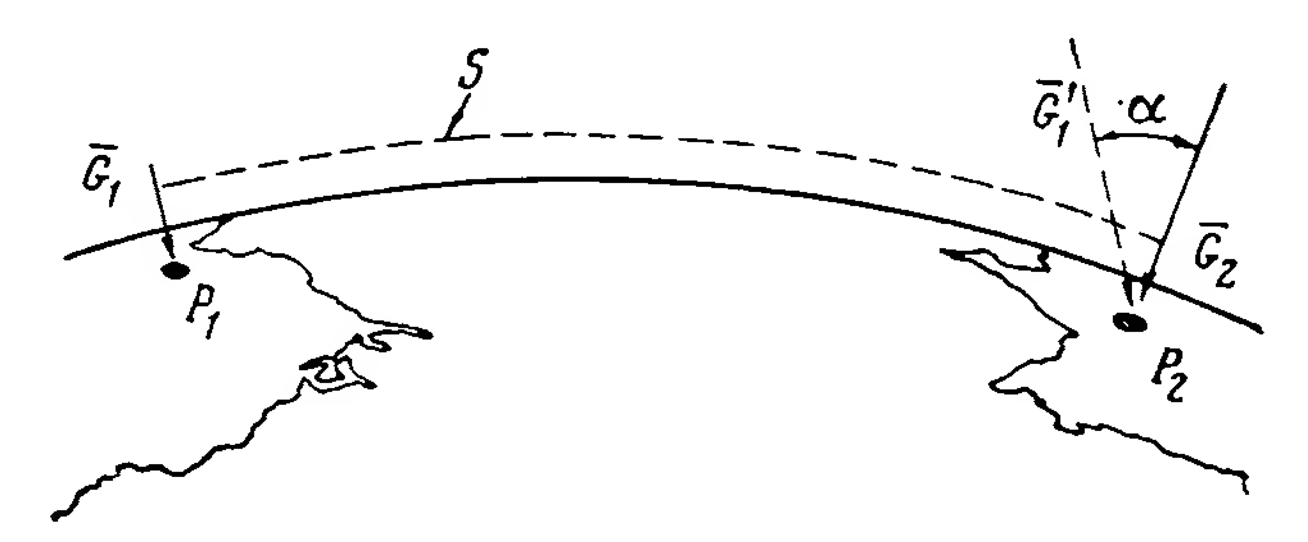


Рис. 1.5. Определение места объекта путем измерения угла между местными вертикалями:

$\overline{G}_1$ — сила тяжести в точке P_1; α — мера пройденного пути; $\overline{G}_1^1$ — вектор, параллельный силе тяжести в точке P_1; S — пройденный путь; $\overline{G}_2$ — сила тяжести в точке P_2

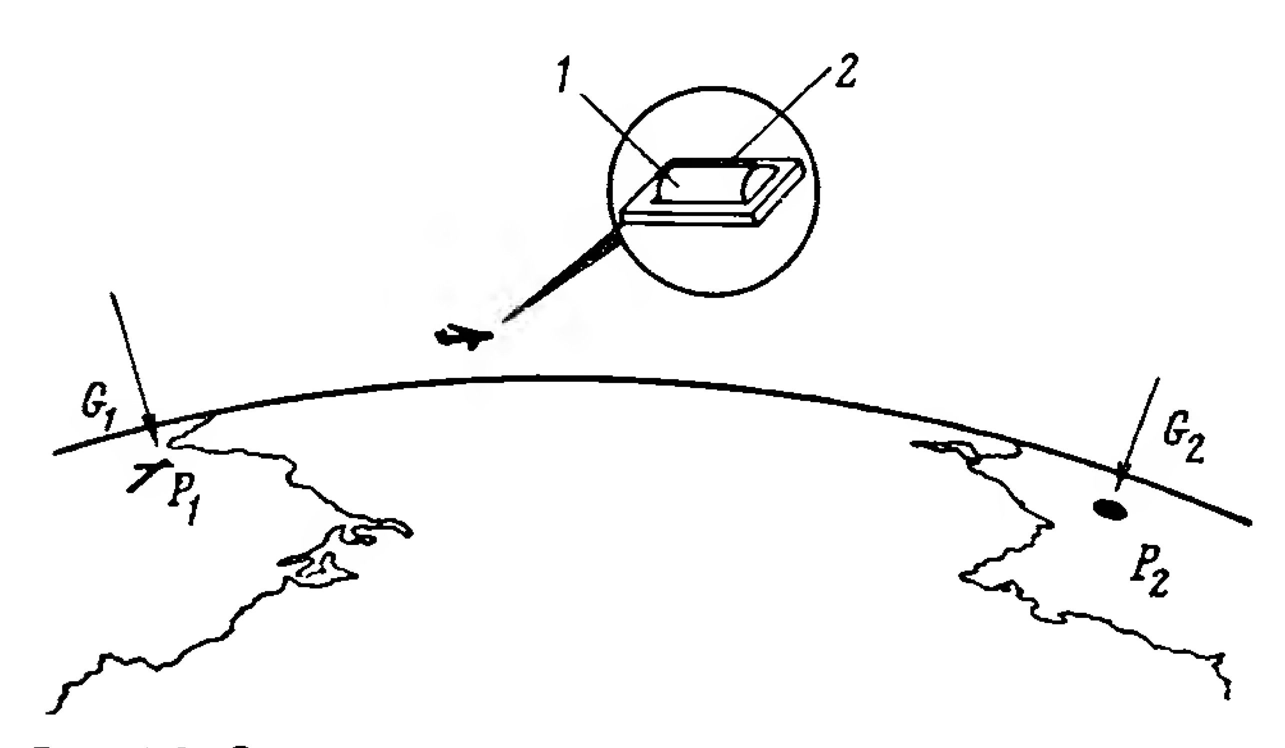


Рис. 1.6. Определение приращений координат и скорости интегрированием показаний акселерометра, измеряющего ускорение вдоль траектории:

1 — акселерометр; *2* — стабилизированное основание (ориентирует измерительную ось акселерометра по скорости движения); $\overline{G}_1$ — сила тяжести в точке старта; $\overline{G}_2$ — сила тяжести в точке цели

(1853 *м*) или 6000 футов, ошибка в 6 *дуг. сек* — ошибку на местности, равную ~185 *м,* и т. д. Интегрируя выходную величину акселерометра, ось чувствительности которого стабилизирована в направлении скорости объекта (рис. 1.6), можно определять путь, пройденный объектом по поверхности Земли. Первый интеграл выходной величины дает изменение скорости, происшедшее после начального момента интегрирования. Второй интеграл дает пройденный путь. При условии, что измерительная ось ак-

селерометра ориентирована идеально точно, его погрешность, равная $30 \cdot 10^{-6}\ g$ (g — ускорение силы тяжести), приводит за час движения к ошибке в определении пути, равной, примерно, одной морской миле. Если используется установленный на борту движущегося объекта акселерометр, то устройство, с помощью которого он стабилизируется, необходимо вначале ориентировать должным образом относительно местной вертикали, по которой определяется место объекта на поверхности Земли. Из приведенных выше численных соотношений видно, что начальная погрешность ориентации, равная 6 *дуг. сек*, дает после часа движения ошибку определения места, равную одной морской миле[1]. Дополнительная погрешность той же величины будет накапливаться, если база, которая должна удерживать измерительную ось акселерометра в направлении, перпендикулярном силе тяжести, будет уходить с такой средней угловой скоростью, при которой накопятся те же угловые погрешности, что названы выше.

Для характеристики точности системы удобно указанные угловые скорости выражать в долях угловой скорости вращения Земли. Угловая скорость Земли U приблизительно равна 15 *град/час* или 900 $\frac{\text{дуг. мин}}{\text{час}}$. Одна тысячная доля угловой скорости вращения Земли, или $0{,}9\frac{\text{дуг. мин}}{\text{час}}$, дает погрешность определения места объекта около одной (0,9) морской мили в час. Следует заметить, что названные числа являются лишь грубо приближенными оценками. Для обеспечения соответствующей точности любой реальной системы может потребоваться более высокая точность элементов, чем названа выше, ввиду взаимодействия между элементами, неизбежно существующего в системе[2].

Подытоживая сказанное, заметим, что погрешность системы, обусловленная неточностью измерения, осуществляемого с помощью радиационной связи, соответствует инструментальной погрешности самих средств измерения. Если место объекта определяется по направлению вертикали, погрешность в одну дуговую минуту дает одну морскую милю на местности. Когда ту же ошибку допустимо получить за час полета вследствие ухода стабилизированного основания, скорость этого ухода должна быть около одной дуговой минуты в час. Если для измерения пройденного пути используется акселерометр, измерительная

---

[1] Взаимодействие элементов в системе может также изменять законы накопления в ней погрешности в сравнении с теми, которые положены в основу приведенных оценок и в связи с этим радикально сокращать погрешности системы, вызываемые определенным несовершенством элемента. *Прим. пер.*

[2] Разумеется, это справедливо, если система построена так, что погрешность ориентации будет постоянна и равна начальной в течение всего движения. Такое построение, однако, не применяется для систем, длительно действующих вблизи поверхности Земли. *Прим. пер.*

ось которого направлена по скорости движения, та же ошибка в одну морскую милю за час движения получается, когда погрешность акселерометра равна примерно $3 \cdot 10^{-5}$ от ускорения силы тяжести.

ГЛАВА 1.2. **ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ**

С геометрической точки зрения задача навигации и наведения сводится к тому, чтобы задать объекту закон движения, при котором он достигнет окрестности точки назначения или эффек-

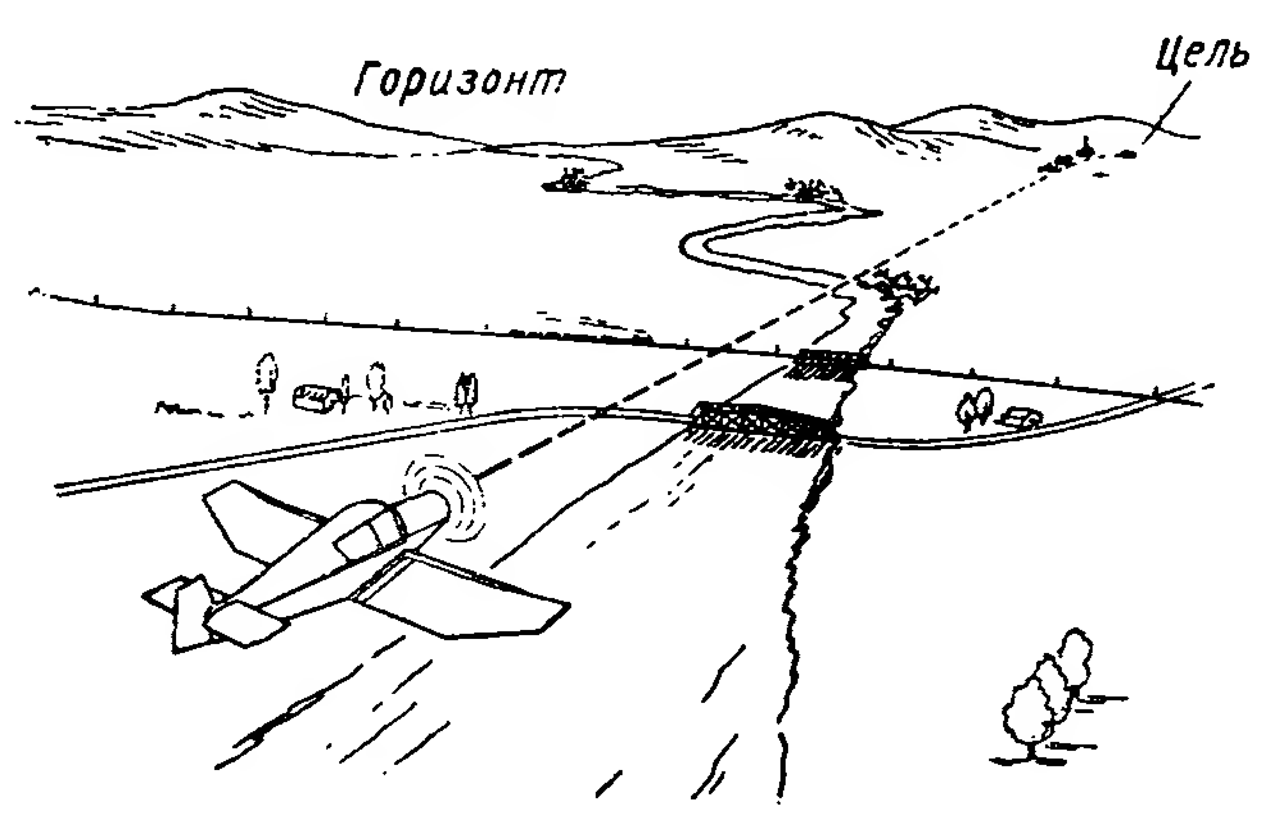


Рис. 1.7. Навигация путем наблюдения местности

тивно поразит заранее заданную цель. Чтобы такой процесс был в принципе возможен, нужно иметь базовую (опорную) пространственную систему отсчета, в которой должно быть известно относительное положение и движение наводимого объекта и цели. Имея эти сведения, можно, обрабатывая их и сравнивая с желаемым положением и скоростью объекта, определить его отклонения, а по ним выработать команды к совершению маневра. Нельзя на все случаи жизни заранее указать одну приемлемую базовую систему координат для навигации и наведения, но для конкретной рассматриваемой задачи можно выбрать свою удобную систему.

В простейшем случае (рис. 1.7) наводимый объект связан со своей целью линией прямой видимости. Эта линия и есть тот геометрический элемент, который определяет маневры, выполняемые пилотом во время сближения с целью. При этом управляемый им самолет, а не какие-либо внешние тела служат базовой системой отсчета. Естественную базовую систему для нави-

гации в хорошую погоду образует Земля, на которой ориентиры и линия горизонта показывают вертикаль и направление на Север, служащие осями для отыскания места цели. В действительности, Земля дает три координатных оси для суждения об угловой ориентации и фиксированную на местности точку цели — для оценки расстояния до нее и трех компонент скорости.

На рис. 1.8 показано, как изменяется положение, если возможность беспрепятственного наблюдения земли утеряна из-за ночного времени, плохой погоды или соответствующей формы поверхности. При таких обстоятельствах в целях создания базы для угловой ориентации всегда используются гироскопические приборы, которые реагируют на направление силы тяжести для отыскания направления вертикали и получают коррекцию от

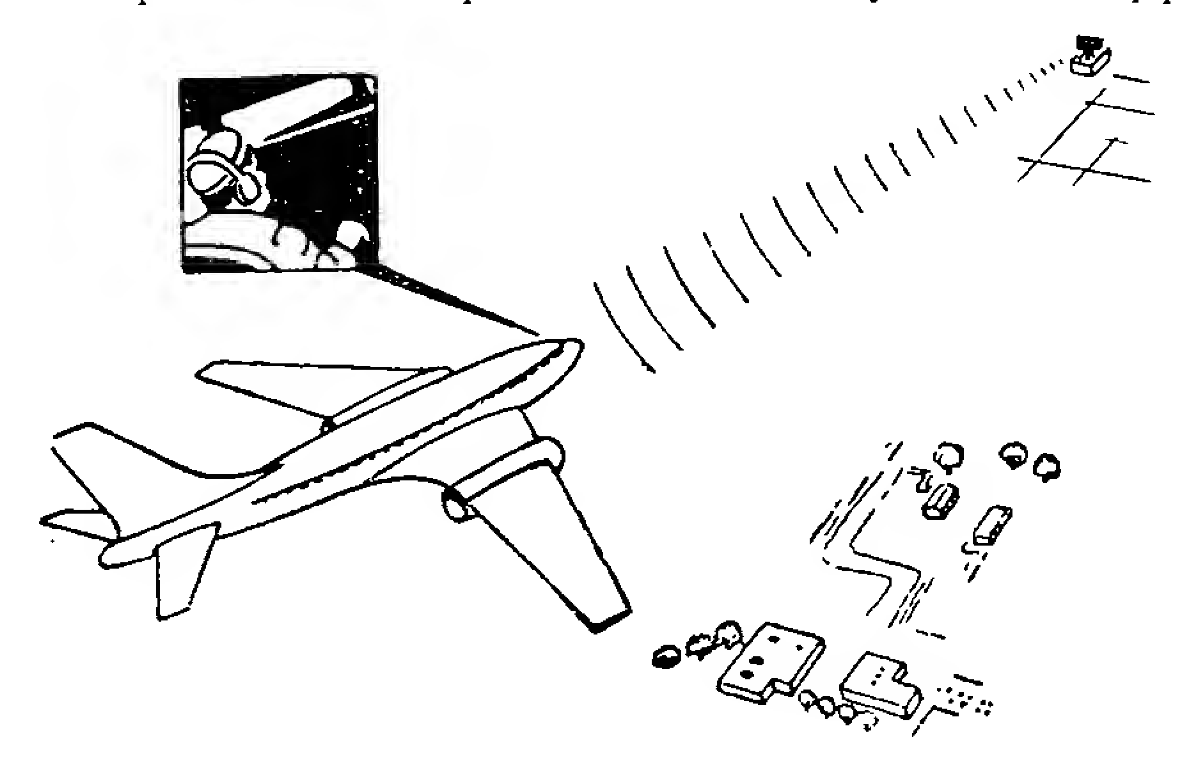


Рис. 1.8. Навигация при отсутствии видимости

компасного устройства для создания базы в азимуте. Важно отметить, что в таких приборах внутренние элементы имеют свободу поворота относительно корпуса объекта и создают базовую систему отсчета направлений, действуя автономно. Когда возможность визуального наблюдения местности отсутствует, для определения расстояний и направлений на известные наземные станции используются радиоизмерения в радио- и радиолокационном диапазонах частот. Итак, информация о направлениях относительно земных ориентиров в этом случае получается как от бортовых, так и от внешних устройств, а расстояния определяются благодаря радиационной связи объекта с известными пунктами земной поверхности.

В случае (рис. 1.9), когда отсутствует как возможность визуального наблюдения земли (для суждения об ориентации объекта), так и радиационная связь с ней (для определения своего места), нужны гораздо более совершенные бортовые устройства хранения ориентации, у которых скорость накопления угловой погрешности была бы на несколько десятичных порядков меньше, чем у соответствующих устройств в случае, изображенном на рис. 1.8. Сообщив стабилизированному элементу началь-

ную ориентацию, точно согласованную с географическими осями в известной точке, можно определять изменения координат места объекта, интегрируя дважды показания акселерометров или следя за изменениями направления вектора тяготения. Это в сущности означает, что ориентацию географических осей определенной точки Земли в определенный момент времени нужно как бы перенести в автономное устройство на борту управляемого объекта. При высокой точности приборов, необходимой для непрерывного точного указания ориентации географических осей в инерциальном пространстве, и соответствующем расположении

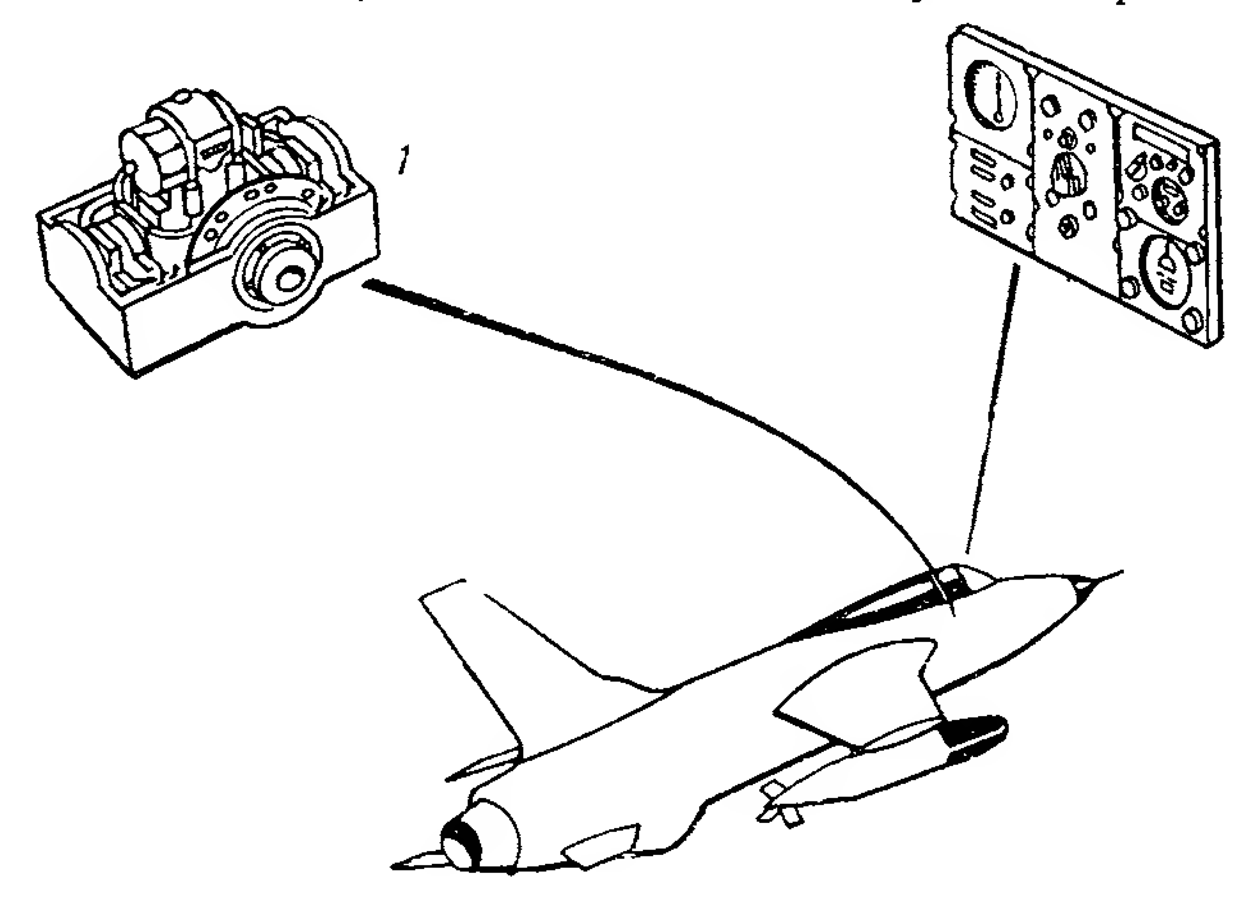


Рис. 1.9. Навигация при отсутствии видимости и радиоконтакта с Землей:
1 — инерциальный навигатор

акселерометров переработка их показаний вычислительным устройством позволяет автономной системе определять местоположение и скорость объекта относительно точки отправления [1]. Систему, действующую таким образом, называют инерциальной системой навигации и наведения. Такого рода системы употребляются во всех баллистических ракетах и подводных лодках, когда важно, чтобы наведение осуществлялось без контакта объекта с внешним миром.

Известны различные способы построения инерциальных систем для объектов, движущихся вблизи Земли, но во всех случаях требуется точный непрерывно действующий автономный хранитель направлений, ориентированный известным образом относительно внешней системы отсчета, в которой осуществляется наведение. В одной из последующих частей книги коротко опи-

---

[1] Строже говоря, относительно географических осей с началом в точке отправления. *Прим. пер.*

сывается несколько типичных схем построения инерциальной системы.

Когда рассматриваются системы наведения для летательных аппаратов, действующих не вблизи Земли, а в пространстве, где Земля, Луна, планеты и звезды практически могут считаться массами, близкими к точечным, оси, связанные с Землей, становятся бесполезными. В этом случае используют базовые системы

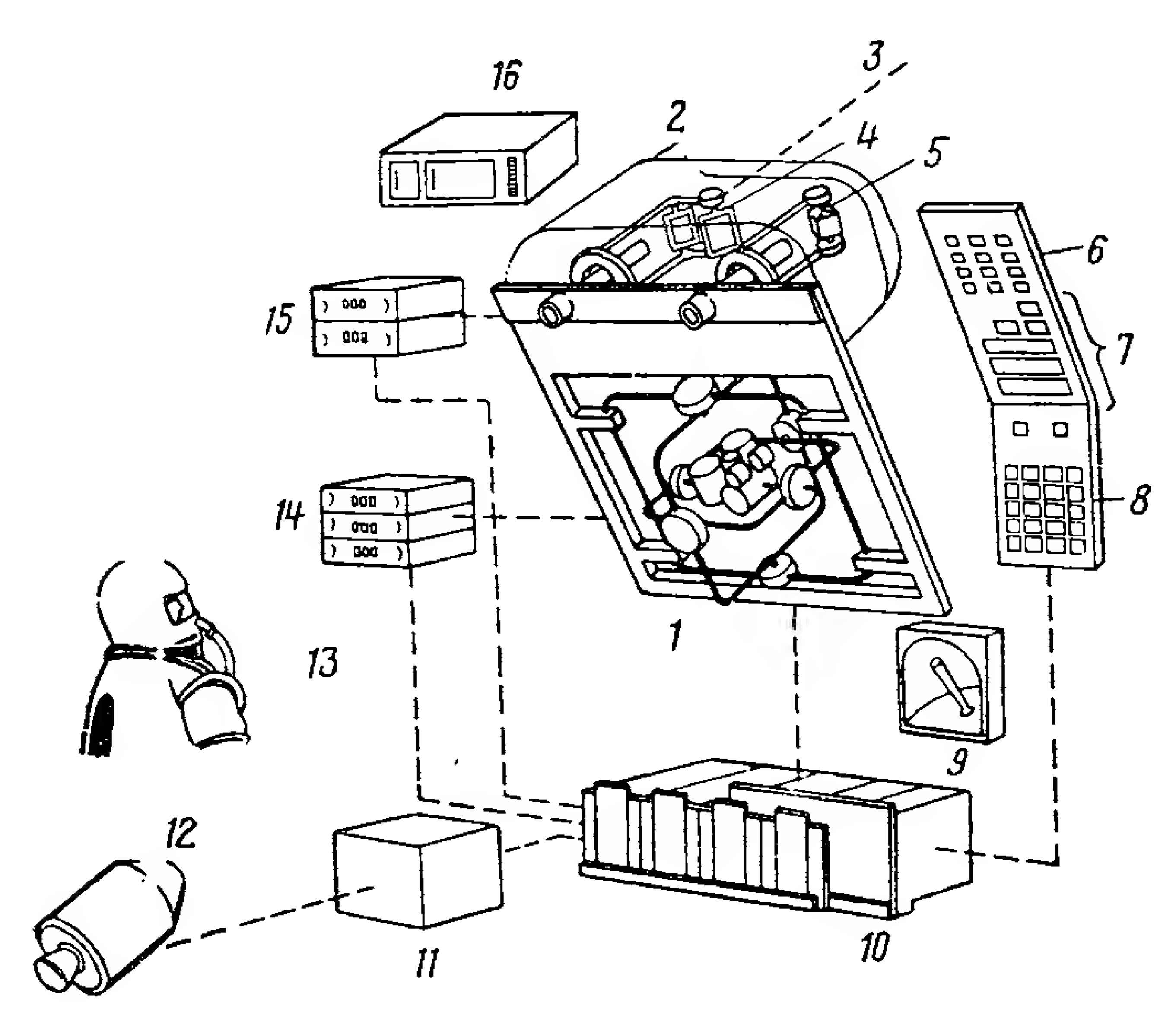


Рис. 1.10. Приборная реализация системы наведения корабля «Аполлон»:

1 — инерциальный измеритель; *2* — оптический блок; *3* — к светилу; *4* — секстант; *5* — телескоп; *6* — прибор индикации и преобразования; *7* — табло; *8* — клавиатура (для ввода команд); *9* — ручка управления; *10* — вычислитель системы навигации и наведения; *11* — преобразователь сигналов стабилизации и маневрирования; *12* — корабль «Аполлон»; *13* — оператор (оптические наблюдения и контроль); *14* — прибор индикации и преобразования сигналов инерциального измерителя; *15* — прибор индикации и преобразования показаний оптического блока; *16* — демонстратор информации

отсчета, связанные со звездами и планетами. Например, стабилизированный элемент хранителя направлений может материализовать связанную с небесной сферой систему или другие оси, из которых одна может быть направлена к Солнцу. Рассмотрим основные особенности системы корабля «Аполлон», используемого для полета человека на Луну и возвращения с нее (рис. 1.10). Эта система должна решать около 15—20 различных задач наведения: при старте с Земли, полете по орбите спутника Земли, перелете к Луне, вхождении в орбиту спутника Луны, посадке на Луну и возвращении на орбиту спутника Луны и, наконец, во время перелета через космос с посадкой в заранее выб-

раннюю точку на Земле. В качестве базы для ориентации на активных участках полета используется стабилизируемый в инерциальном пространстве элемент, ориентация которого может быть первоначально согласована космонавтом или автоматически с географической или звездной системой координат. Для определения местоположения и скорости корабля на среднем участке полета от Земли к Луне и обратно применяется визирование известных светил и ориентиров, осуществляемое путем визуального наблюдения или автоматически. Данные этих наблюдений обрабатываются цифровой вычислительной машиной, которая вырабатывает навигационную информацию и команды наведения для системы; действия последней могут осуществляться полностью автоматически автономными средствами, только пилотом или частично автоматически под контролем пилотов на борту корабля, либо под дистанционным контролем наземных операторов через радио- и радиолокационные линии связи. Возможно система наведения корабля «Аполлон», задуманная, спроектированная, построенная, испытанная и уже поставляемая, окажется полезным прототипом космических систем наведения будущего.

ГЛАВА 1.3. ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ И НАВЕДЕНИЯ

Рассмотрим основную функцию системы стабилизации (рис. 1.11), пользуясь ортогональными трехгранниками, связанными с соответствующими телами. Базовая система координат для стабилизации реализуется путем непосредственного визуального наблюдения самого тела, по отношению к которому необходимо осуществлять наведение объекта, либо другого тела, известным образом расположенного по отношению к первому. Задача системы стабилизации состоит в основном в том, чтобы удерживать связанные с управляемым объектом оси вблизи базовых осей стабилизации, а вектор линейной скорости объекта — практически равным базовому вектору скорости, ориентация и величина которого определены тем или иным способом в базовой системе наведения, относительно которой задана траектория объекта.

Другая функция системы стабилизации — маневр (рис. 1.12). При выполнении маневра базовый трехгранник поворачивается и базовый вектор скорости изменяется в системе координат, по отношению к которой задана траектория объекта, так, чтобы были выполнены задачи полета. Для этого на вход системы стабилизации, исполняющей маневр, подаются из системы наведения команды, вырабатываемые на основе планов, программ, данных

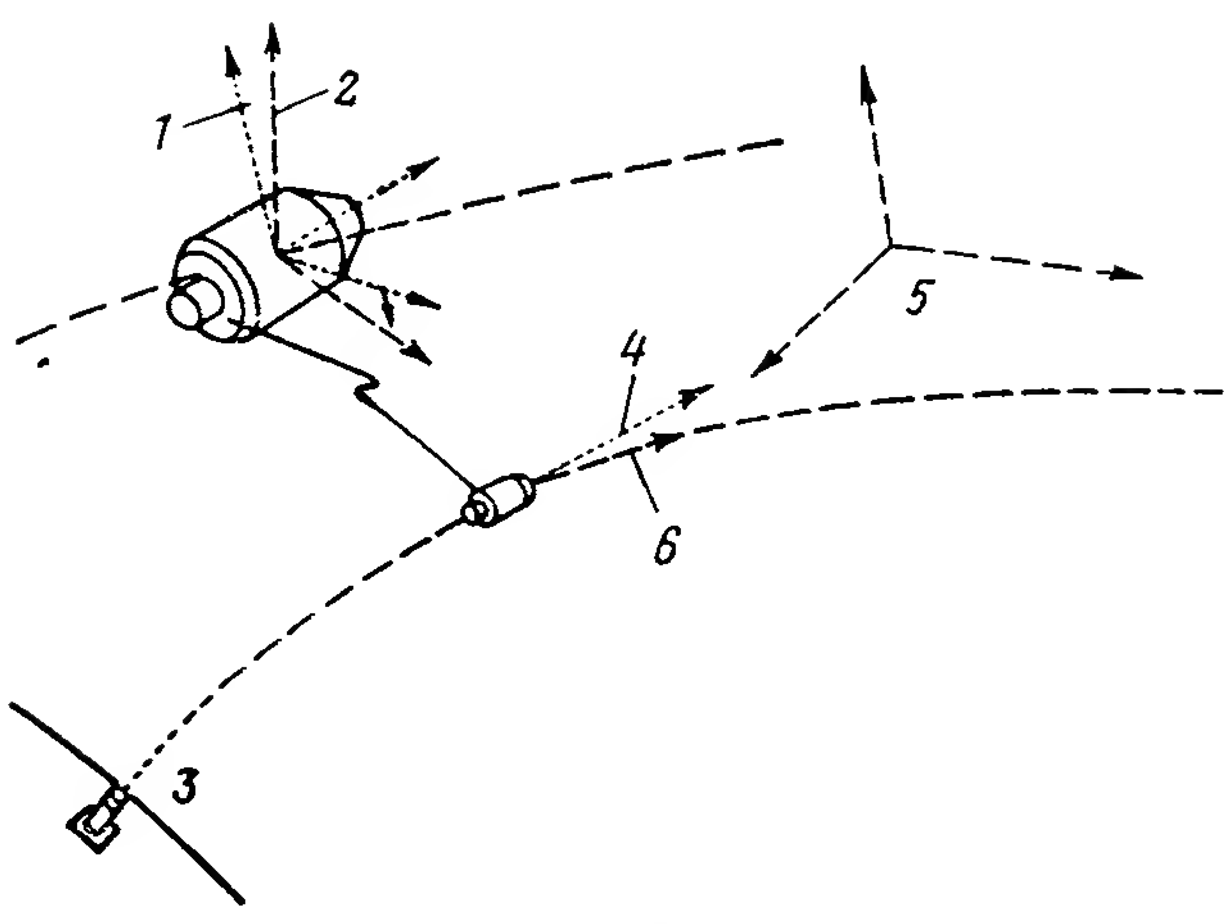


Рис. 1.11. Стабилизация:

1 — оси объекта; *2* — задаваемые (базовые) оси стабилизации; *3* — место старта; *4* — вектор действительной скорости; *5* — опорная система для траектории; *6* — задаваемый (опорный) вектор скорости

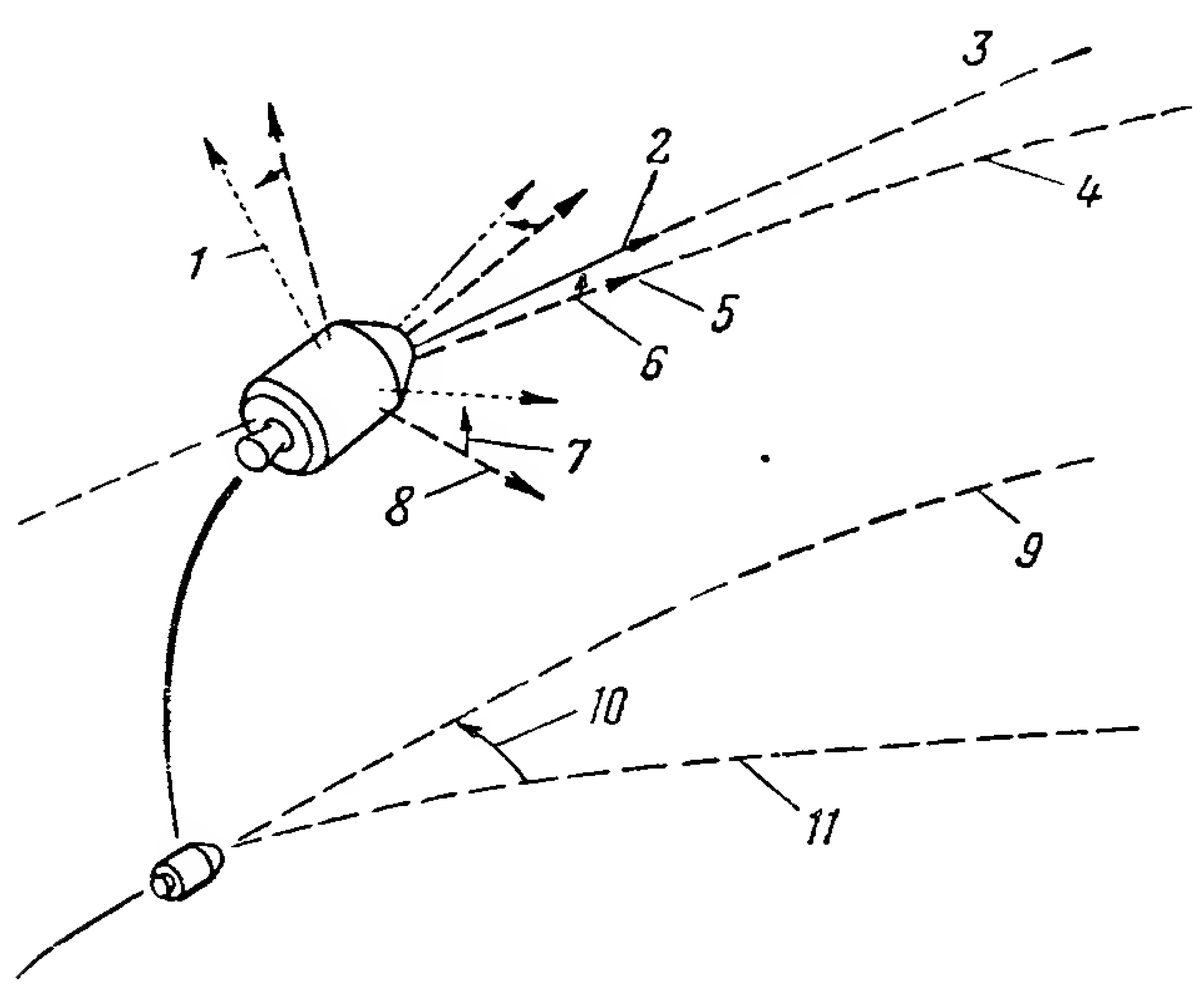


Рис. 1.12. Маневр:

1 — желаемая ориентация базовых осей; *2* — желаемый базовый вектор скорости; *3* — желаемая траектория; *4* — текущая траектория равновесного полета; *5* — текущий базовый вектор скорости; *6* — задаваемое изменение вектора скорости; *7* — задаваемое изменение ориентации базовых осей; *8* — текущая ориентация базовых осей; *9* — желаемая траектория стабилизации; *10* — задаваемое изменение базовой траектории стабилизации; *11* — базовая траектория стабилизации

обратной связи, сведений об условиях полета и другой информации.

Рассмотрим теперь функции системы наведения (рис. 1.13). Напомним, что навигация — это процесс сбора всех имеющихся полезных данных, выработка информации о месте и скорости движения объекта, а также выдача этой информации для индикации или записи. Наведение — это процесс сбора всех имеющихся полезных данных и выработка команд к маневрированию,

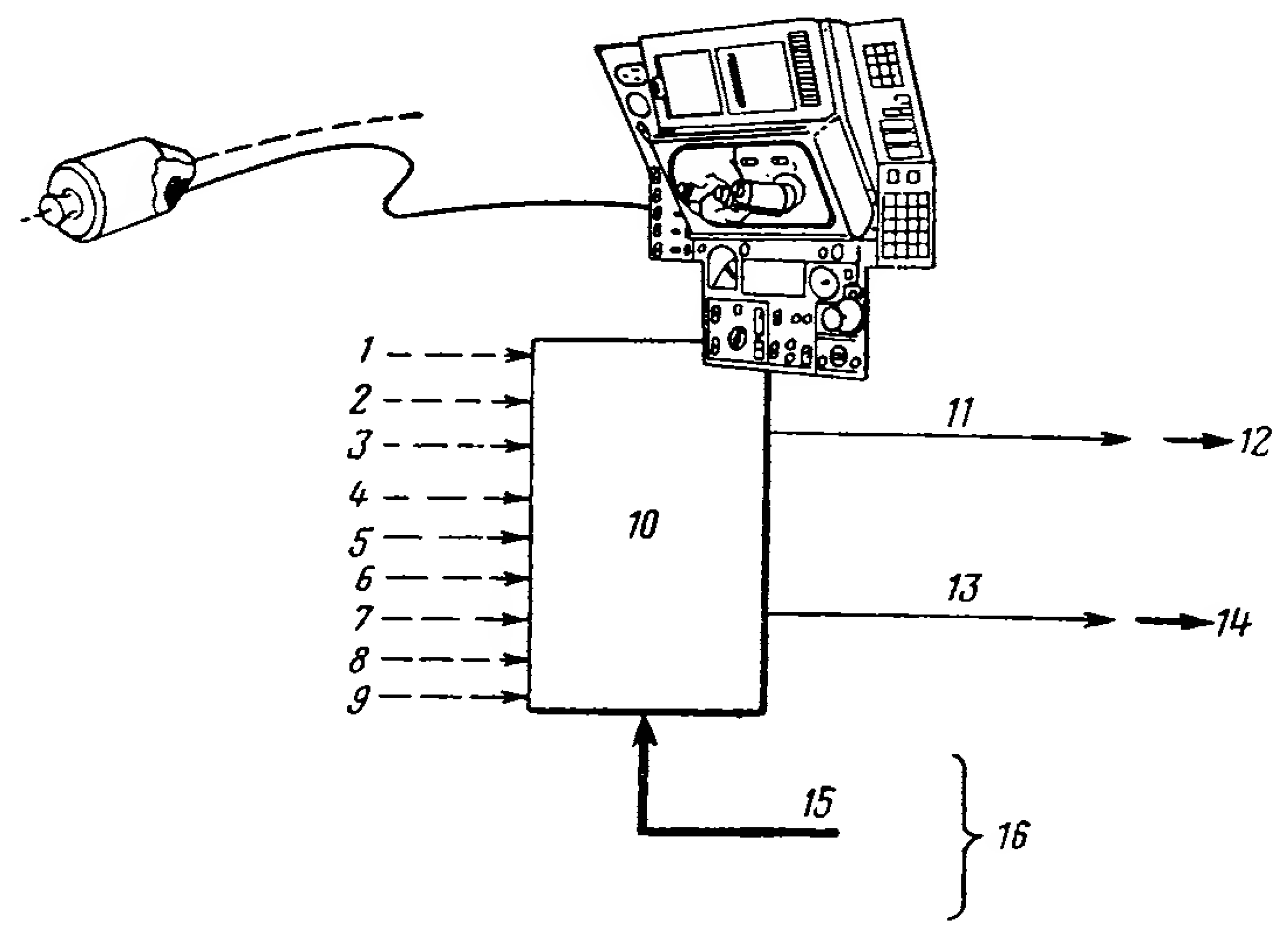


Рис. 1.13. Наведение:

1 — условия полета, вектор силы тяжести; *2* — направления на светила; *3* — другие условия полета; *4* — сообщения (по радио, телеметрии и т. п.); *5* — данные радиолокатора, оптических приборов, лазеров и т. д.; *6* — начальные условия; *7* — информация; *8* — планы; *9* — программы; *10* — система наведения и навигации; *11* — команды к маневрированию (необходимые для успеха полета); *12* — к системе стабилизации; *13* — навигационная информация (данные о месте, скорости, ускорении и т. д. и об изменениях, необходимых для достижения определенных результатов); *14* — для индикации и регистрации; *15* — ориентация, угловая скорость, угловое ускорение объекта; координаты места, скорость, ускорение объекта и т. п.; *16* — обратная связь от объекта

необходимому для выполнения задач полета. Поскольку для наведения и навигации требуются в основном одинаковые действия, эти две задачи решаются одной и той же системой, которую поэтому часто называют системой навигации и наведения. На ранней стадии развития пилотируемых полетов (рис. 1.14) без пилота, перерабатывавшего информацию и замыкавшего тем самым контуры стабилизации и наведения, самолет был бесполезен. Планы и программы полета хранились в мозгу пилота, базовые системы стабилизации и условия полета воспринимались его органами чувств и перерабатывались его умом, порождая команды к маневрированию, которые передавались органам управления самолета руками и ногами пилота.

В настоящее время при стабилизации и наведении реактивных самолетов (рис. 1.15 и 1.16) человек по-прежнему является пилотом, но теперь возможности его органов чувств чрезвычайно расширены за счет радио, радиолокаторов и многочисленных приборов, возможности его мускулов увеличены сервоприводами,

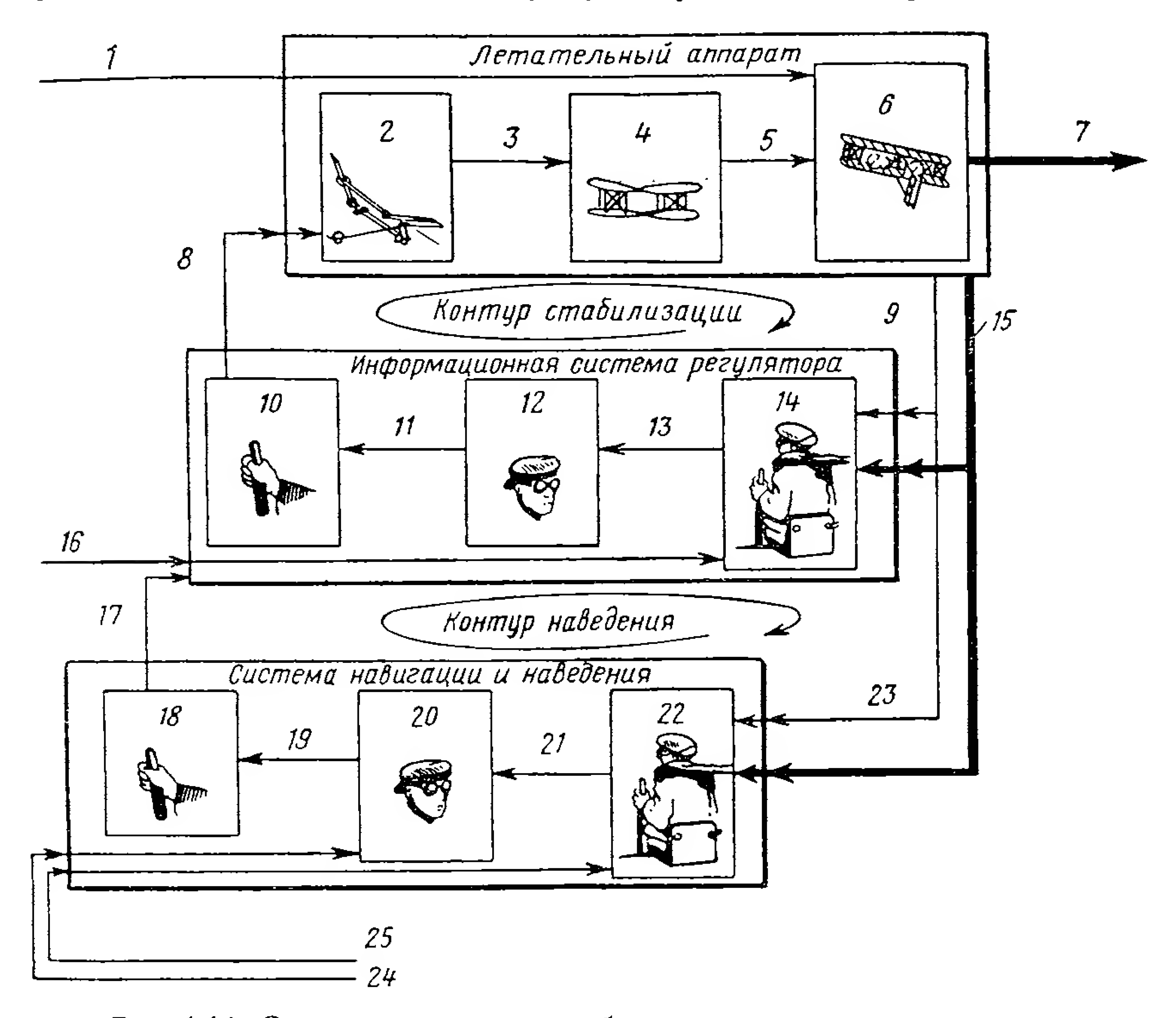


Рис. 1.14. Схема наведения и стабилизации первых самолетов:

1 — внешние силы; *2* — органы управления рулями; *3* — силы управления рулями; *4* — рулевые органы; *5* — управляющие силы и моменты; *6* — корпус ЛА; *7* — движение ЛА; *8* — команды к органам управления рулями; *9* — обратная связь от ЛА; *10* — система преобразования сигналов; *11* — управляющая команда; *12* — система переработки информации; *13* — сигналы информации; *14* — система воспринимающих органов; *15* — кинематические величины (ориентация, координаты места, скорость, ускорение и т. п.); *16* — внешние условия; *17* — команды к маневру; *18* — система преобразования сигналов; *19* — команды наведения; *20* — вычислительное устройство; *21* — сигналы информации; *22* — система воспринимающих органов; *23* — обратная связь от ЛА; *24* — внешние условия; *25* — информация о внешних условиях, о системе, программы

а его способность решать сложные задачи — вычислительными устройствами. Все эти средства бесспорно повышают эффективность стабилизации и наведения, но пилот остается звеном в соответствующих замкнутых контурах управления. А это означает, что его ограниченные возможности быстро решать сложные задачи и правильно ориентироваться в ситуациях, требующих быстрой реакции, налагают также ограничения на качество системы в целом.

При управлении ракетами (рис. 1.17) неизбежно применение автоматической системы стабилизации и наведения из-за требований к весу. Снятие ограничений, налагаемых недостаточными возможностями человека, позволяет сообщить беспилотным баллистическим снарядам и другим самодвижущимся объектам гораздо более высокие качества, чем у пилотируемых человеком летательных аппаратов.

На рис. 1.18 и 1.19 представлен общий вид приборов стабилизации и наведения космического корабля с человеком на борту, когда полет совершается вне атмосферы и гравитационного

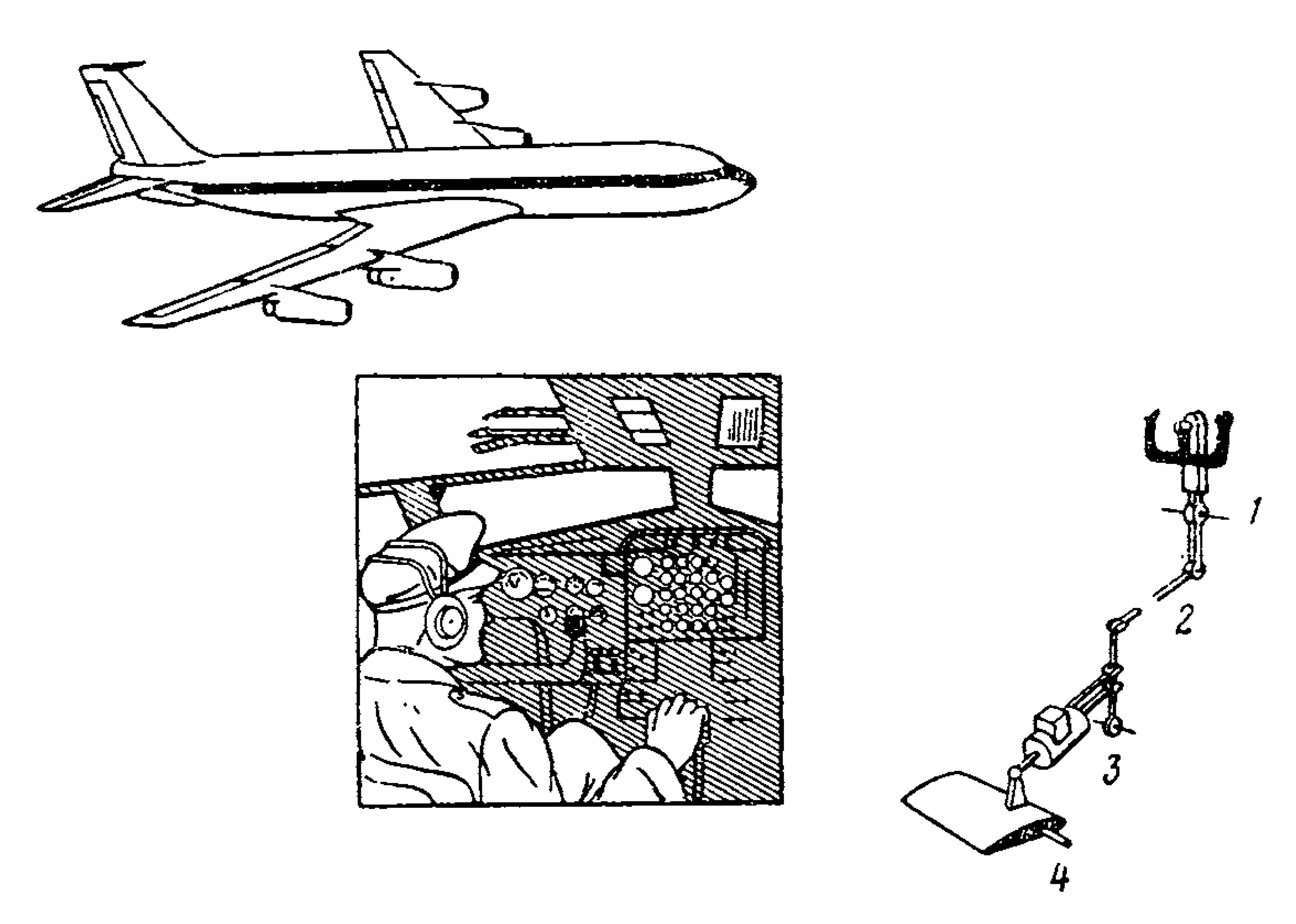


Рис. 1.15. Возможности восприятия информации и создания управляющих усилий расширены техническими средствами: 1 — рулевая колонка; 2 — система рычагов; 3 — рулевая машина; 4 — поверхность, создающая управляющее усилие

поля Земли. Стабилизация и наведение осуществляются автоматически, причем базы для определения вращательных и поступательных перемещений обеспечиваются стабилизированной в инерциальном пространстве платформой и неизменно расположенными на ней тремя акселерометрами, измерительные оси которых образуют ортогональный трехгранник. Данные для корректировки ориентации стабилизированной платформы поставляются телескопом и космическим секстантом, ориентация линий визирования которых регулируется и сообщается через вычислительное устройство гиростабилизатору. Результаты обсерваций, осуществляемых человеком либо автоматическим фотоследящим устройством, также используются вычислительным устройством для расчета пространственных координат объекта и выработки команд к маневрированию.

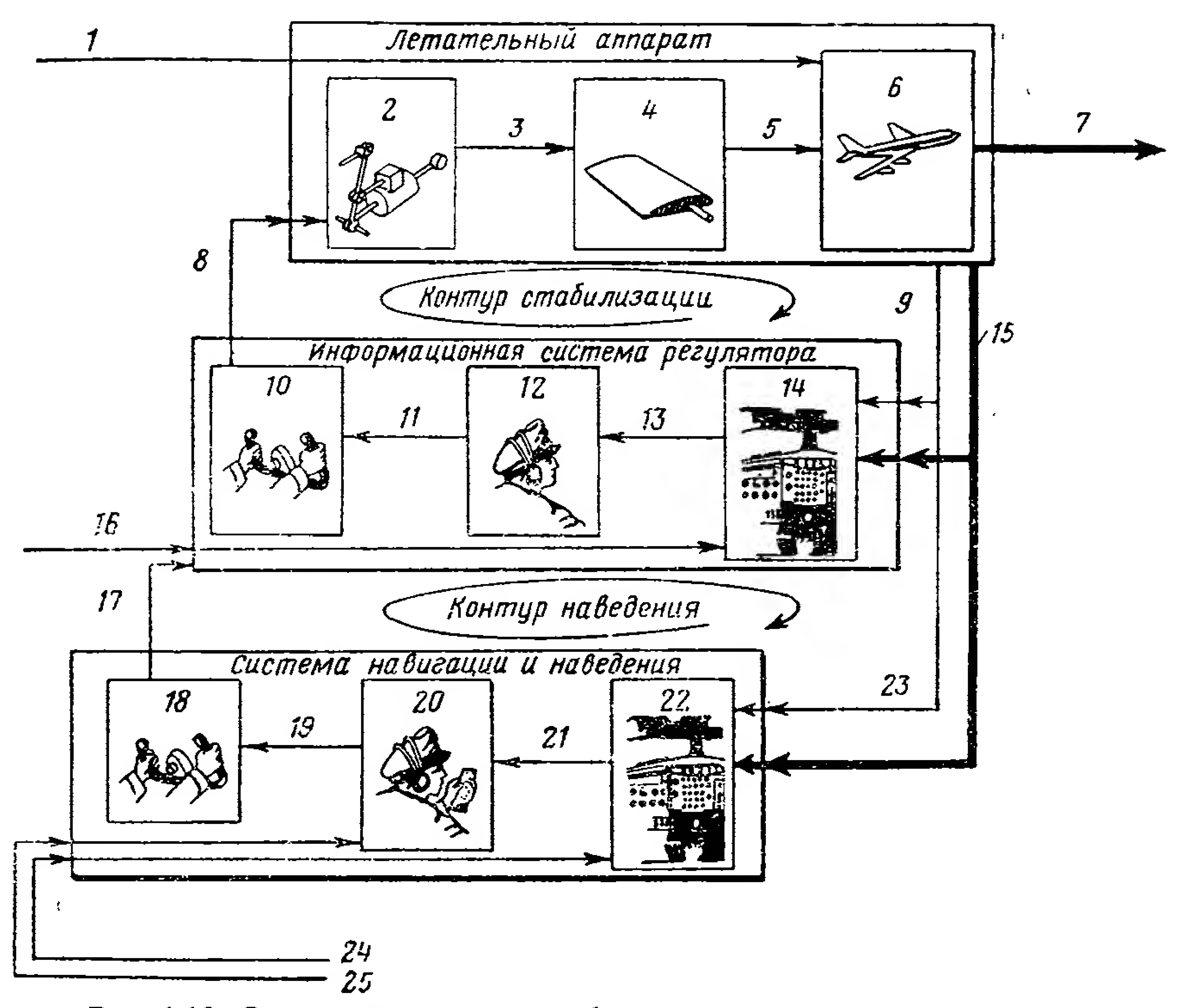


Рис. 1.16. Схема наведения и стабилизации современных самолетов:

1 — внешние силы; *2* — рулевые машины; *3* — силы воздействия на рулевые органы; *4* — рулевые органы; *5* — управляющие силы и моменты; *6* — корпус ЛА; *7* — движение ЛА; *8* — команды к рулевым машинам; *9* — обратная связь от ЛА; *10* — система преобразования сигналов; *11* — команды стабилизации; *12* — система переработки информации; *13* — информационные сигналы; *14* — система воспринимающих органов; *15* — кинематические величины (ориентация, координаты места, скорость, ускорение и т. п.); *16* — внешние условия; *17* — команды к маневрированию; *18* — система преобразования сигналов; *19* — команды наведения; *20* — вычислительное устройство; *21* — информация для навигации и наведения; *22* — система воспринимающих органов; *23* — обратная связь от ЛА; *24* — информация о внешних условиях, информация о системе, программы; *25* — внешние условия

Летательный аппарат (ЛА)

Контур стабилизации

Информационная система регулятора

Контур наведения

Система навигации и наведения

Рис. 1.17. Схема автоматической системы наведения и стабилизации:

1 — внешние силы; *2* — рулевые машины; *3* — силы воздействия на рулевые органы; *4* — рулевые органы; *5* — управляющие силы и моменты; *6* — корпус ЛА; *7* — движение ЛА; *8* — команды к рулевым машинам; *9* — обратная связь от ЛА; *10* — система преобразования сигналов; *11* — команды стабилизации; *12* — система переработки информации; *13* — информационные сигналы; *14* — система воспринимающих органов; *15* — кинематические величины (ориентация, координаты места, скорость, ускорение и т. п.); *16* — внешние условия; *17* — команды к маневрированию; *18* — система преобразования сигналов; *19* — команды наведения; *20* — вычислительное устройство; *21* — информация для навигации и наведения; *22* — система воспринимающих органов; *23* — обратная связь от ЛА; *24* — информация о внешних условиях, информация о системе, программы; *25* — внешние условия

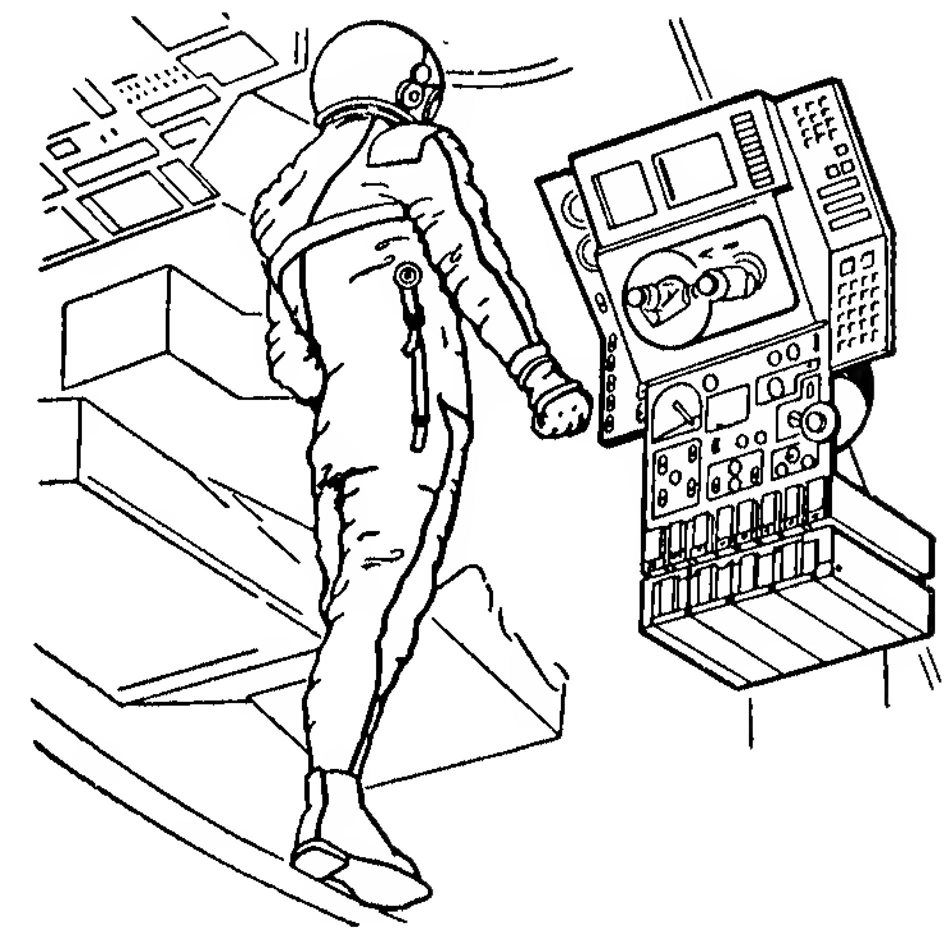


Рис. 1.18. Система наведения космического корабля

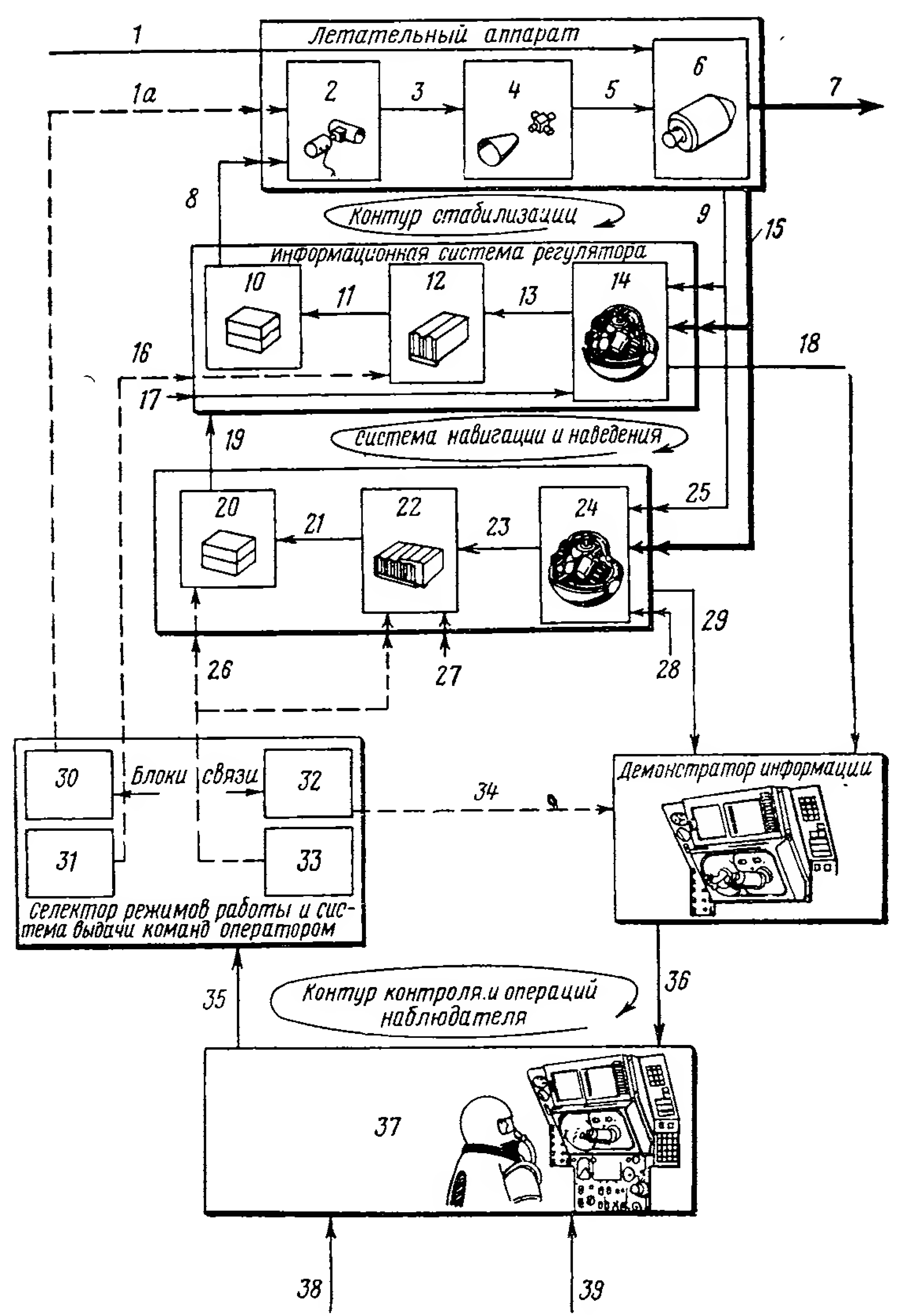


Рис. 1.19. Общая функциональная схема системы наведения космического корабля, включающая команды контроля со стороны наблюдателя-оператора:

1 — внешние силы; *1а* — команды оператора (в случае надобности); *2* — рулевые машины; *3* — силы воздействия на рулевые органы; *4* — рулевые органы; *5* — управляющие силы и моменты; *6* — корпус ЛА; *7* — движение ЛА; *8* — команды к рулевым машинам; *9* — обратная связь от ЛА; *10* — система преобразования сигналов; *11* — команды стабилизации; *12* — система переработки информации; *13* — информационные сигналы; *14* — система воспринимающих органов; *15* — кинематические величины (ориентация, координаты места, скорость, ускорение и т. п.); *16* — информационные команды оператора (в случае надобности); *17* — внешние условия; *18* — данные системы регулирования; *19* — команды к маневрированию; *20* — система преобразования сигналов; *21* — команды наведения; *22* — вычислительное устройство; *23* — информация для навигации и наведения; *24* — система воспринимающих органов; *25* — обратная связь от ЛА; *26* — выбор режима работы, команды наведения от оператора; *27* — информация о внешних условиях, информация о системе, программы; *28* — внешние условия; *29* — данные системы навигации и наведения; *30* — блок связи с рулевыми машинами; *31* — блок связи с информационной системой; *32* — блок связи с демонстратором; *33* — блок связи с системой навигации и наведения; *34* — выбор режима демонстрации; *35* — команды контроля; *36* — информация о состоянии системы; *37* — контролер и оператор; *38* — планы; *39* — приказания

Условия полета, демонстрируемые пилоту автоматической системой стабилизации и наведения, служат информацией, которая используется для контроля работы системы. Набор коммутаторов, имеющихся в селекторе режимов работы и на командном пульте оптического блока, позволяет пилоту назначать режим работы системы. Он может выбрать любой из вариантов — от полностью автоматического режима, при котором пилот является лишь наблюдателем, до полностью ручного управления, когда

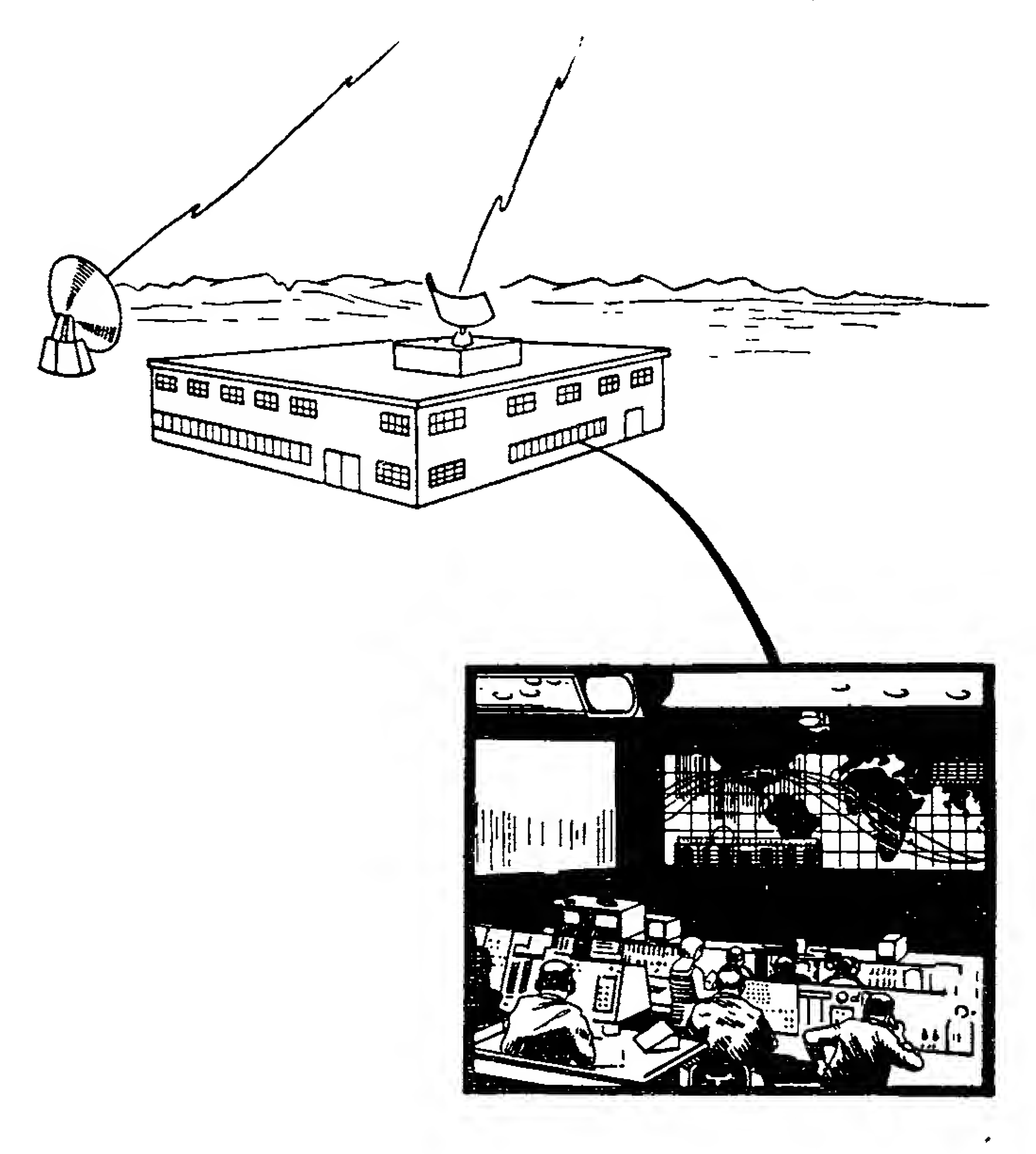


Рис. 1.20. Наземная система контроля

пилот замыкает цепь обратной связи, непрерывно выполняя роль ее звена.

Общая схема управления кораблем «Аполлон» (рис. 1.20 и 1.21) включает в себя наземную станцию контроля, которая связана с летящим кораблем с помощью радиосредств, радиолокационных средств и, возможно, путем визуальных наблюдений корабля с Земли и Земли с корабля. Наземная система используется в общей схеме управления как цепь сбора информации и контроля и функционирует параллельно с пилотом, осуществляющим контроль. Это позволяет направлять на космический ко-

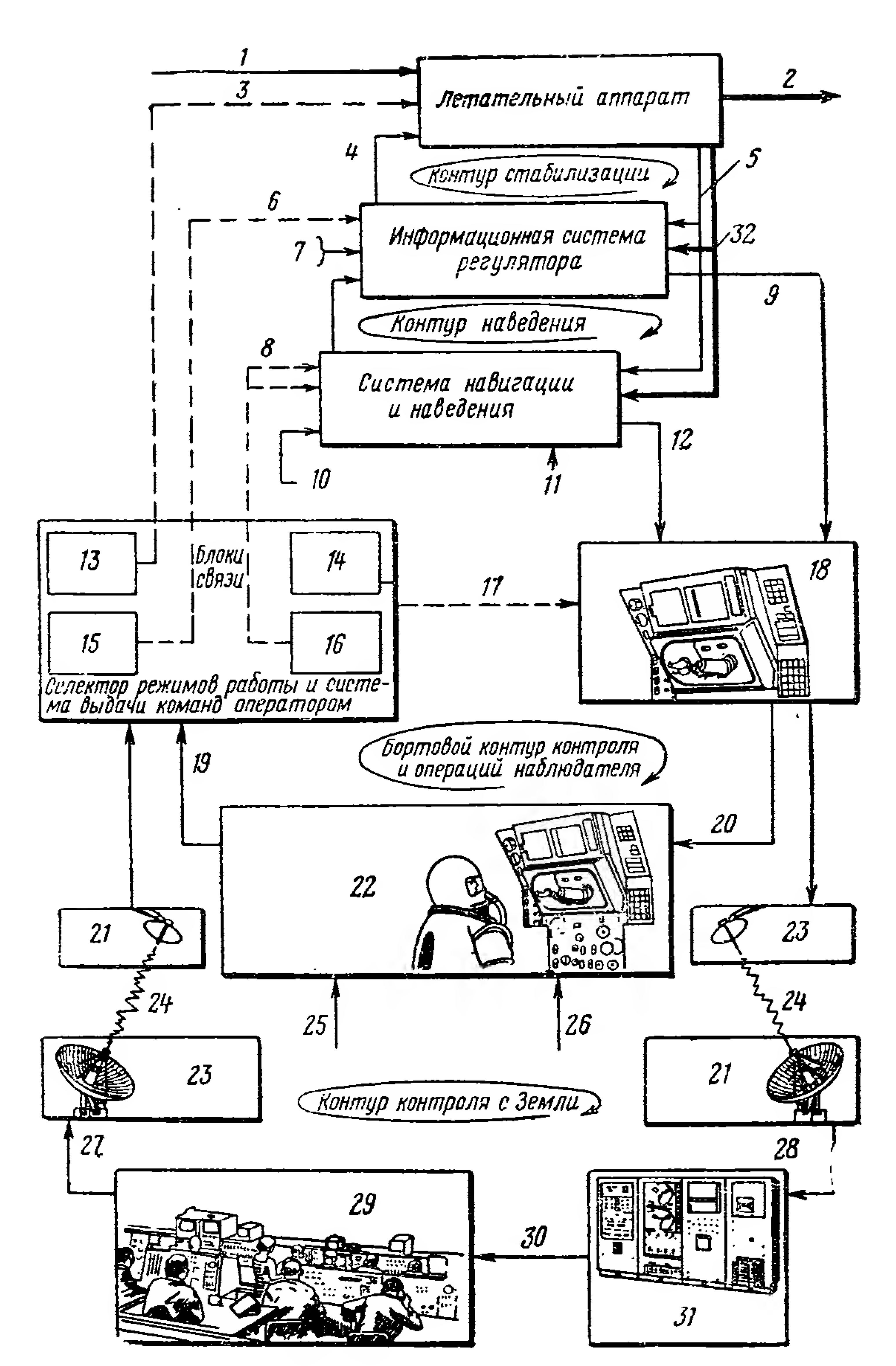


Рис. 1.21. Система наведения и стабилизации, контролируемая с Земли:

1 — внешние силы; *2* — движение ЛА; *3* — команды оператора-наблюдателя; *4* — команды к рулевым машинам; *5* — обратная связь от ЛА; *6* — информационные команды оператора; *7* — внешние условия; *8* — наведение от оператора; *9* — данные системы регулирования; *10* — информация о внешних условиях, информация о системе, программы; *11* — внешние условия; *12* — данные системы навигации и наведения; *13* — блок связи с рулевыми машинами; *14* — блок связи с демонстратором; *15* — блок связи с информационной системой; *16* — блок связи с системой навигации и наведения; *17* — выбор режима информации; *18* — демонстратор информации; *19* — команды контроля; *20* — информация о состоянии системы; *21* — приемник; *22* — контролер и оператор; *23* — передатчик; *24* — радиосвязь; *25* — планы; *26* — приказания; *27* — команды контроля с Земли; *28* — информация о состоянии системы; *29* — пункт наземного контроля; *30* — данные навигации; *31* — система обработки данных и вычислений; *32* — кинематические величины (ориентация, координаты места, скорость, ускорение)

рабль информацию и предложения; будут ли они приняты или отвергнуты, в каждом отдельном случае определяется предписаниями к полету и конкретными его обстоятельствами.

ГЛАВА 1.4. СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТКИ КОМПОНЕНТОВ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Связь с помощью различного рода излучений, обычно используемая при полетах в мирных целях, служит для установления контакта передатчика с приемником, ответчиком или отражающим телом. Эта связь доставляет сведения, выраженные голосом, телеметрические данные и сигналы другого вида. Лазеры и обычные прожекторы представляют также действенное средство связи, особенно со спутниками и космическими кораблями.

При современном состоянии техники связи, позволяющем определять расстояния с точностью до 0,5÷1 *м*, сами линии связи не ограничивают возможную точность измерения расстояний для навигации и наведения. С помощью лучей можно определять направления с погрешностью менее одного миллирадиана, что отвечает нуждам навигации и наведения. Тщательная геодезическая привязка позиций наземных станций и имеющиеся обычно там индикаторы вертикали позволяют реализовать опорную географическую систему координат столь высокой точности, что ориентацию испускаемых лучей можно считать практически совершенно точной.

В отличие от этого бортовые радиоизлучатели хотя в принципе и позволяют осуществлять измерение расстояний, но лишь при ограниченных дальностях, что обусловлено допустимыми габаритами, весом и потребляемой мощностью бортовых устройств для воспроизведения базовых направлений. По этой же причине слежение за направлениями с помощью бортовых радиосредств получается менее точным, чем с помощью наземных станций. Обычно наиболее суровое ограничение возможностей навигации с помощью бортовых излучателей обусловливается погрешностями приборов, реализующих опорную систему координат, и это ограничение всегда будет более сильным, чем для передатчиков, излучатели которых неподвижно смонтированы на Земле. Эта причина ухудшения точности может быть серьезной и, во всяком случае, вызываемые ею ошибки должны внимательно учитываться при оценке точности любой конкретной системы.

Вычислительные системы получают нужную информацию и выполняют математические операции, необходимые для выработки выходных величин. Ими решаются различные задачи — от тригонометрических преобразователей до определения координат и скорости объекта по выходным сигналам акселерометров. Про-

водя аналогию, хотя и отдаленную, можно сказать, что вычислительные устройства имеют те же функции, что мозг пилота, когда человек действует как звено в системе навигации и наведения. Техника вычислительных устройств, особенно цифровых, достигла такого уровня развития, что в настоящее время для применения в системах наведения имеются образцы, обладающие достаточными вычислительными возможностями, скоростью счета и надежностью при допустимых габаритах, весе и потребляемой мощности. Идет процесс улучшения всех показателей качества вычислительных устройств, в том числе их стойкости к воздействию внешних помех. Нет сомнений, что вычислительная техника уже не является и не будет в дальнейшем фактором, ограничивающим развитие систем навигации и наведения.

Инженерные задачи, связанные с сервомеханизмами слежения по углу, с передачей данных, механическими конструкциями и т. п., обычно находят удовлетворительные решения и, бесспорно, будут решаться еще лучше в дальнейшем. За исключением некоторых особых случаев эти факторы не лимитируют возможностей средств навигации и наведения. Если имеется непосредственный или визуальный контакт с Землей, то не трудно материализовать систему осей для наведения, связанную известным образом с базовой системой относительно которой задана желаемая траектория полета. Если же приборы системы наведения расположены на борту летательного аппарата, приходится воспроизводить там необходимую базовую систему координат, имеющую определенную ориентацию относительно внешнего пространства, а также сохранять необходимую относительную ориентацию этой системы в течение всего процесса наведения. Обычно базовые оси системы наведения первоначально, до полета, ориентированы известным образом относительно системы, в которой задана траектория предстоящего полета (рис. 1.22). Для наведения необходимо, чтобы в течение всего времени, пока объект не выполнит свою задачу, воспроизводимые приборами оси оставались базой, точно представляющей пространство (или тело), относительно которого задана

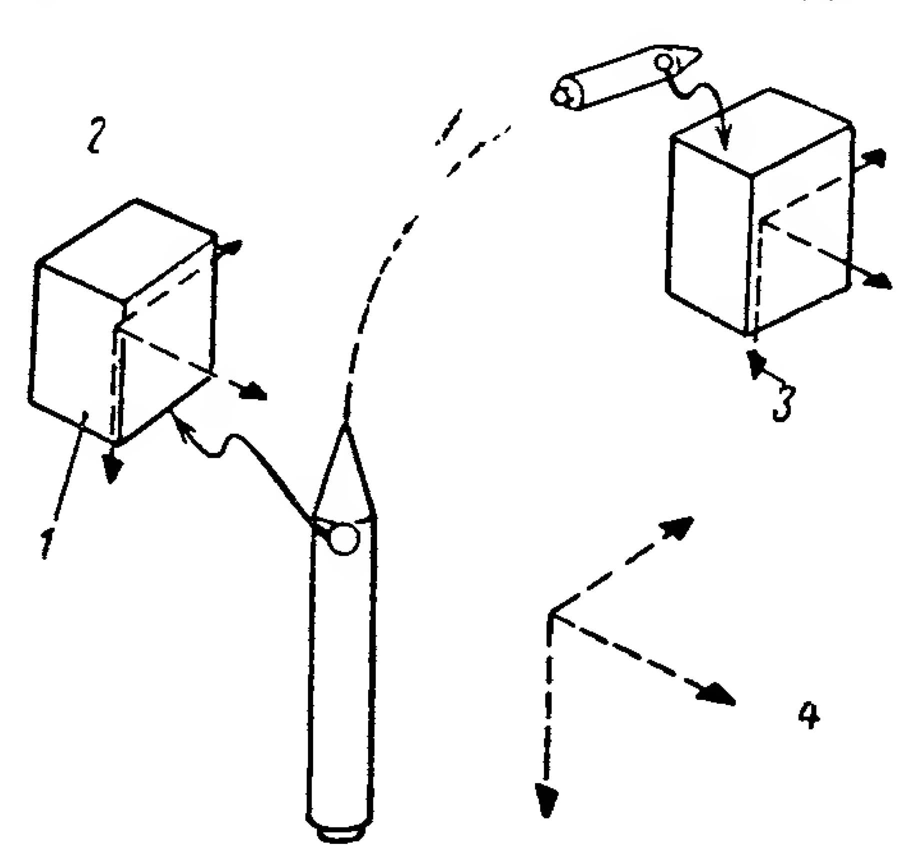


Рис. 1.22. Связь между базовой системой координат для наведения и системой координат, в которой задана траектория полета:

1 — стабилизированное основание; *2* — базовые оси системы наведения перед стартом, ориентируемые по базовым осям траектории; *3* — базовые оси системы наведения (в полете хранится известная их ориентация относительно базовых осей траектории); *4* — базовая система координат для задания траектории

траектория. Поскольку механический контакт приборов системы наведения с телом, относительно которого задана траектория полета, невозможен, а радиационная связь с ним обычно отсутствует, единственной возможностью удовлетворительного хранения базовой системы координат для наведения является использование принципа инерции. Это принцип, соответствующим образом примененный, позволяет создать прибор, в котором платформа либо не вращается, либо поворачивается по известному закону относительно инерциального пространства. Детали устройства, позволяющего получить такой результат, описываются в следующей главе книги.

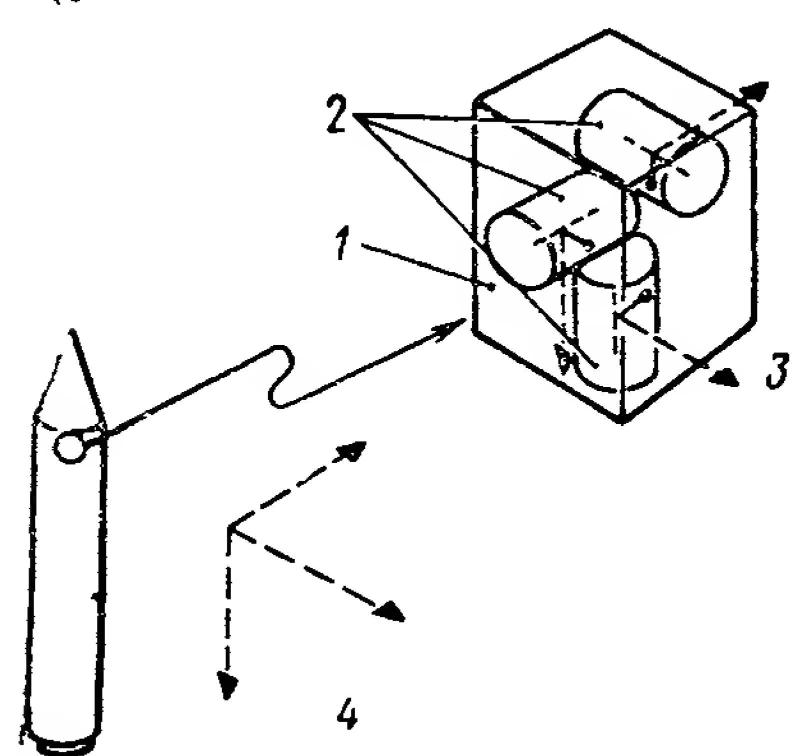


Рис. 1.23. Ориентация измерительных осей акселерометров:

1 — стабилизированное основание; *2* — акселерометры; *3* — измерительные оси акселерометров, ориентируемые стабилизированной платформой известным образом относительно базовых осей траектории; *4* — базовые оси для задания траектории

Современный уровень техники вполне позволяет хранить базовую систему координат, воспроизводящую систему, в которой задана траектория, с погрешностью, накапливаемой не быстрее, чем 1 *дуг. мин* за час работы. Потребную для наведения снарядов на укрепленные цели точность порядка дуговых секунд достигнуть труднее, но она также достижима при надлежащем внимании к проектированию и изготовлению элементов. Известные принципы построения, характерные примеры реализации и достигнутые параметры соответствующих устройств обсуждаются в следующей главе книги.

Измерители удельной массовой силы [1], обычно называемые акселерометрами, являются единственным известным автономным средством восприятия поступательных перемещений объекта при отсутствии радиационной связи с внешним миром. Обычно используют комбинацию из трех акселерометров, установленных на стабилизированной платформе и ориентированных так, что их оси чувствительности параллельны осям базовой системы координат для наведения (рис. 1.23).

Сигнал, получаемый от каждого из трех таких измерителей, представляет сумму проекций на соответствующую ось силы тяжести и силы инерции, отнесенных к единице массы. Если ориентация осей чувствительности акселерометров относительно систе-

[1] В отечественной литературе получили употребление термины «кажущееся ускорение» или «псевдоускорение», означающие вектор, равный по величине, но противоположный по направлению «удельной массовой силе». *Прим. пер.*

мы, в которой рассматривается траектория, задана, то вычислительное устройство, проделав необходимые операции с показаниями акселерометров, может определить изменение скорости и координат объекта с момента начала работы системы. При условии точного согласования названных осей и точной работы вычислительного устройства погрешности в координатах и скорости будут обусловлены лишь несовершенством акселерометров. Точность последних, необходимую для целей навигации самолетов, реализовать не трудно, а точность, необходимая для наведения ракет на укрепленные цели, находится в пределах возможностей сегодняшней передовой техники. В одной из последующих частей описываются приборы, дающие такие результаты.

ГЛАВА 1.5. ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ, РЕАЛИЗУЮЩИЕ БАЗОВУЮ СИСТЕМУ ОСЕЙ ДЛЯ НАВЕДЕНИЯ

Прибор для воспроизведения в бортовой системе наведения базовых осей должен с достаточной точностью удовлетворять следующим основным требованиям:

1) хранить непрерывно некоторую приборную базовую (стабилизированную) систему координат с точностью порядка дуговой секунды;

2) по командным сигналам управлять ориентацией названных осей по отношению к выбранной внешней системе отсчета; 3) вырабатывать сигналы, соответствующие углам отклонения системы осей, связанных с корпусом объекта, относительно стабилизированной системы координат (с разрешающей способностью, характеризуемой долями *дуг. сек*). Кроме того, прибор должен быть способен надежно работать длительное время (по крайней мере, несколько лет), иметь допустимые габариты и вес, а также приемлемую стоимость.

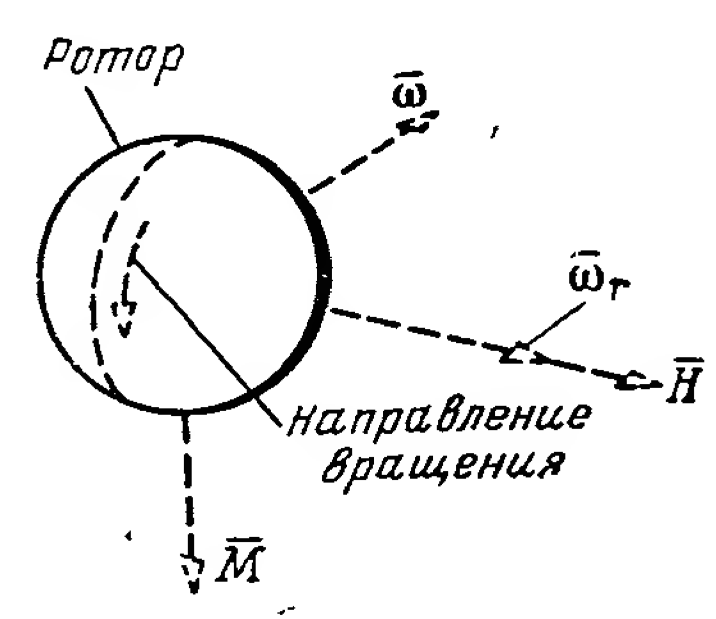


Рис. 1.24. Принцип действия гироскопа

Для построения такого прибора можно использовать принцип гироскопа. Гироскопом называют быстро вращающееся симметричное тело. Его теория основана на законах механики и, в частности, на законе изменения момента количества движения.

Если гироскоп (рис. 1.24) вращается с постоянной по величине угловой скоростью $\bar{\omega}_r$, то согласно закону изменения момента количества движения приложенный к гироскопу момент внеш-

них сил $\overline{M}$, вектор которого перпендикулярен оси вращения, вынуждает вектор кинетического момента поворачиваться (прецессировать) с угловой скоростью $\overline{\omega}$, пропорциональной величине момента внешних сил. Поворот под действием момента внешних сил совершается в направлении совмещения вектора кинетического момента $\overline{H}$ с вектором момента внешних сил. Обычно скорость собственного вращения гироскопа намного больше всех других составляющих его угловой скорости, и поэтому направление вектора кинетического момента практически совпадает с осью собственного вращения гироскопа, а величина его равна

$$H = \omega_p J,$$

где J — момент инерции ротора относительно оси собственного вращения.

Один из способов использования гироскопа в приборе для создания стабилизированного направления состоит в том, что, сообщив гироскопу (ротору) некоторый кинетический момент, тщательно сводят к нулю моменты сил, действующих на ротор, вокруг осей, перпендикулярных оси вращения. В условиях отсутствия внешних моментов вектор кинетического момента сохраняет в инерциальном пространстве первоначально приданную ему ориентацию. Созданное таким образом стабилизированное направление кинетического момента может быть использовано лишь с помощью сигналов, указывающих углы отклонения осей, связанных с корпусом, относительно оси собственного вращения ротора. Пусть корпус прибора установлен на основании, ориентация которого в инерциальном пространстве может изменяться произвольным образом (рис. 1.25). Ориентацию корпуса относительно оси z вращения ротора можно указывать двумя углами φ и ψ, которые эта ось составляет соответственно с ортогональными осями x и y, связанными с корпусом. Сигналы, соответствующие этим углам, снимаются специальными датчиками (на рисунке не показаны). С помощью вычислительного устройства эти сигналы можно переработать в информацию, удобную для решения практических задач стабилизации и наведения.

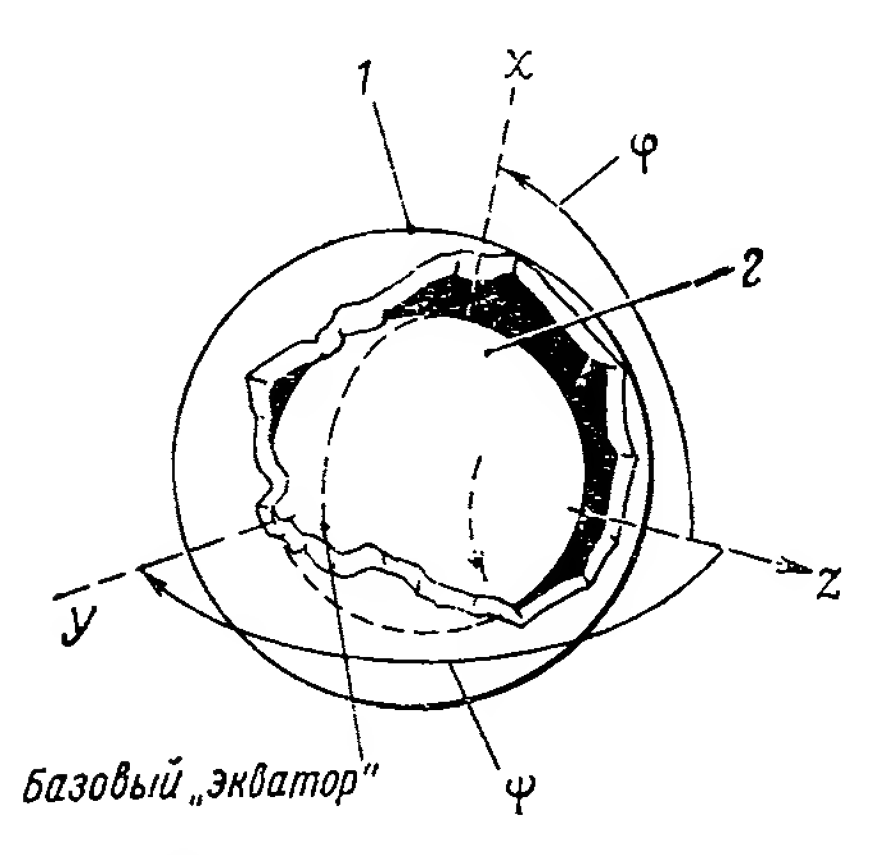


Рис. 1.25. Гироскоп без датчиков момента:
1 — корпус; 2 — гиросфера

Обычно практический интерес представляет информация о положении корпуса относительно определенной внешней базы.

Очевидно, это положение в трехмерном пространстве нельзя полностью определить, если внешняя база представлена лишь одной осью, и поэтому нужен еще один гироскоп, ось которого перпендикулярна оси первого. При наличии двух неподвижных в пространстве осей вращения общее положение двух корпусов, неизменно связанных между собой и с объектом, дает всю необходимую информацию об угловом положении последнего. Заметим, что для истолкования этой информации нужна работа вычислительного устройства, выполняющего сложные операции с тригонометрическими функциями. Формулы сферической геометрии таковы, что точность результата может существенно изменяться при больших изменениях углов, характеризующих положение корпусов относительно осей вращения роторов. Это обстоятельство в соединении с трудностями получения удовлетворительных сигналов о больших углах отклонения корпуса относительно оси ротора с дискретностью порядка дуговых секунд приводит к выводу, что схема на рис. 1.25, допускающая такие большие углы, не подходит для реализации базовых осей и указания углов в высокоточных системах наведения.

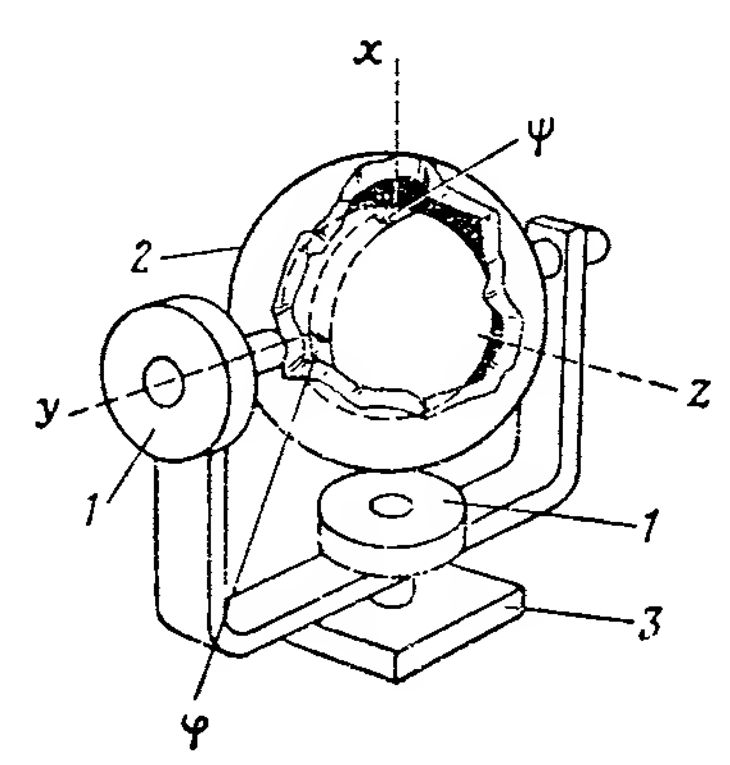


Рис. 1.26. Гироскоп в кардановом подвесе без датчика моментов, но со следящими приводами по двум осям:
1 — двигатель; 2 — камера; 3 — основание

Трудность воспроизведения базовых осей, связанная с необходимостью восприятия и преобразования больших углов, обычно устраняется (в части, относящейся к гироскопическим чувствительным элементам), если расположить корпусы этих элементов на платформе, имеющей три степени свободы угловых перемещений относительно объекта-носителя, и предусмотреть три сервопривода того или иного вида для уравновешивания действующих на платформу вредных моментов, обусловленных инерционностью частей прибора и трением. На рис. 1.26 показан принцип построения двухосного прибора с такими сервоприводами: сигналы угловых отклонений φ и ψ корпуса относительно оси ротора z используются для управления двигателями с помощью усилителей, не показанных на схеме.

Применение правильно выполненных сервоприводов позволяет обеспечить малую погрешность слежения корпуса за осью ротора, практически порядка одной дуговой секунды (при использовании хороших датчиков угла и усилителей). Если углы остаются малыми и это обстоятельство правильно используется, крутизна характеристик датчиков здесь несущественна, а выработка точных сигналов встречает гораздо меньшие трудности,

2*

чем при съеме сигналов на больших углах отклонений. Чтобы обеспечить правильное распределение управляющих воздействий между двумя разгрузочными двигателями, нужна комбинация сигналов о перемещениях конца ротора гироскопа в двух взаимно ортогональных направлениях, лежащих в плоскости, перпендикулярной оси ротора. Для управления сервоприводом на осях подвеса нужны преобразователи координат сравнительно малой точности, а специальное вычислительное устройство для тригонометрических преобразований не требуется.

Показанный на схеме на рис. 1.26 прибор с одним гироскопом обеспечивает свободу поворота стабилизированного основания относительно объекта вокруг двух осей. Полная стабилизация требует трехосного карданова подвеса платформы. На практике эта задача очень часто решается так (рис. 1.27). На стабилизированной в инерциальном пространстве платформе располагается три гироскопа (каждый с двумя степенями свободы относительно платформы). Для рассматриваемого случая безразлично, какова природа этих гироскопов, лишь бы они реагировали на угловые движения платформы сигналами приемлемой формы. Известно много различных типов гироскопических чувствительных элементов, но лишь немногие из них успешно применяются на практике. Идут горячие споры о сравнительных достоинствах различных схем и не похоже, чтобы они были разрешены без испытания действующих образцов в рабочих условиях. Однако понимание особенностей основных принципиальных разновидностей гироскопа бесспорно полезно для эффективной оценки их точности по результатам испытаний. Чтобы помочь пониманию этих вопросов, ниже описываются особенности основных типов гироскопов и связанные с их применением трудности.

Во всех гироскопах используется тело со сравнительно большим кинетическим моментом, направление которого неизменно связано с платформой, имеющей свободу вращения относительно корпуса. Во всех приборах, успешно реализованных на современном этапе развития техники, этот кинетический момент создается быстро вращающимся ротором того или иного вида. В простейшем по кинематической схеме гироскопе (рис. 1.28) единственное подвижное тело — ротор, имеющий обычно сферическую форму, помещен в магнитное или электростатическое поле, которое создает поддерживающие силы, но оказывает лишь очень слабое демпфирующее воздействие на движения ротора. Эта особенность поля позволяет ротору, приведенному во вращение индукционным двигателем, после исчезновения вращающего момента продолжать вращение по инерции с высокой скоростью в течение дней, недель или месяцев. При вращении ротора в сферической полости статора подвес, практически лишенный трения, служит не только для поддержания ротора, но и обеспечивает ему полную свободу вращательного движения относительно корпуса. С датчиков снимаются сигналы, соответствующие

углам поворота некоторой системы, связанной со статором, относительно оси ротора; по этим сигналам вычислительное устройство определяет ориентацию опорного направления.

Гироскоп с подвесом ротора в таком недемпфирующем поле привлекателен своей простотой, но разгон ротора здесь неудобен, поскольку требует значительного времени. Неудобство создается еще и тем, что направление оси вращения определяется ориентацией корпуса в процессе разгона. Во время разгона возбуждаются нутации, т. е. вращательные колебания направления кинетического момента, и их приходится погашать. В гироскопе

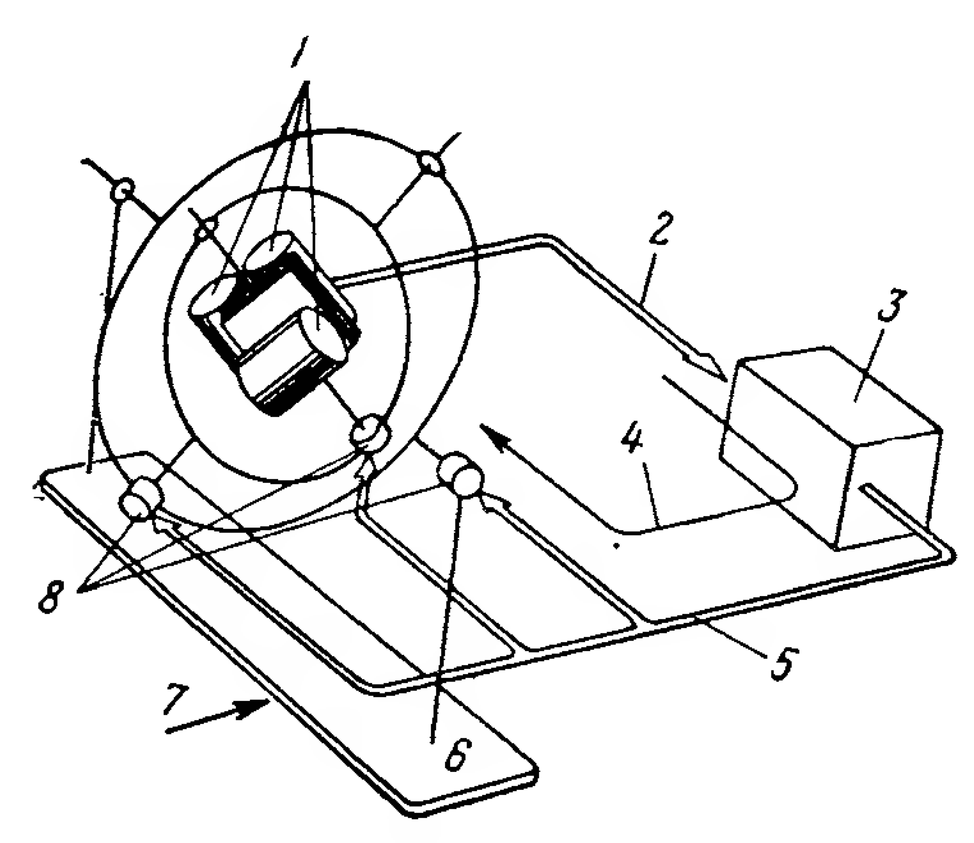


Рис. 1.27. Трехосный карданов подвес с сервоприводами, обеспечивающий платформе свободу вращения относительно корпуса:
1 — платформа с гироблоками; 2 — сигналы угловых отклонений от гироскопов; 3 — усилители системы стабилизации; 4 — контур гиростабилизации; 5 — сигналы управления двигателями стабилизации; 6 — основание; 7 — возмущающие моменты; 8 — двигатели

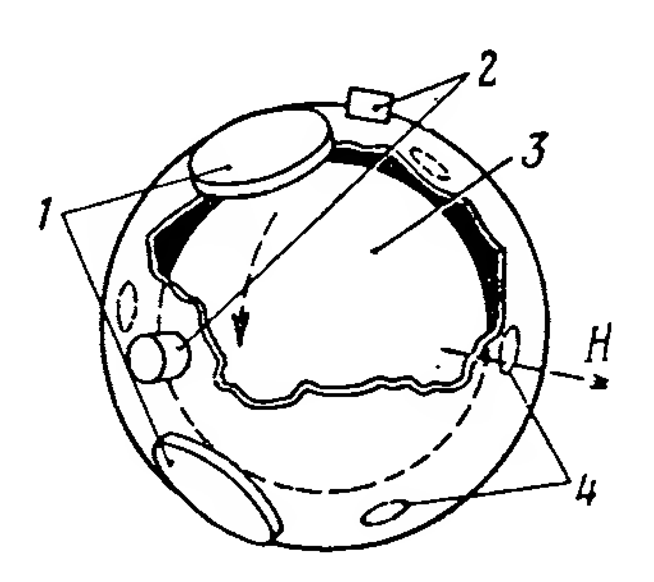


Рис. 1.28. Схема трехстепенного шарового гироскопа с подвесом в недемпфирующем (электромагнитном или электростатическом) поле:
1 — катушки для разгона ротора; 2 — датчики угла; 3 — ротор; 4 — электроды подвеса

с таким подвесом нет средств для управления ориентацией вектора кинетического момента путем наложения момента внешних сил; это обстоятельство практически не позволяет точно согласовывать направление оси собственного вращения с некоторым внешним базовым направлением. Поэтому приходится прибегать к дополнительным средствам, ориентирующим должным образом корпус прибора относительно внешних базовых направлений. Эти средства громоздки и неудобны в употреблении. Ввиду этого едва ли гироскопы с подвесом сферического ротора в недемпфирующем поле будут столь же приемлемыми для высокоточных систем наведения, как гироскопы, допускающие самоориентацию прибора, в котором они употребляются.

Использование гироскопов со сферическим ротором, поддерживаемым недемпфирующим полем, представляет и некоторые

другие трудности: во время работы ротор недоступен для балансировки и других регулировок.

Следующий очень важный вопрос, требующий решения, связан с воздействием на гироскоп в недемпфированном подвесе вибраций и перегрузок. Конечно, весьма желательно при первой возможности измерять внешние воздействия и определять влияние их на точность прибора. Поскольку нельзя улучшить поведение гироскопа перераспределением масс вращающейся сферы, нельзя регулировкой повысить точность такого прибора. Поэтому вместо того, чтобы устранить ошибки гироскопа компенсацией или регулировкой, практически приходится калибровать работу каждого конкретного ротора с помощью вычислительного устройства, определять тем самым коэффициенты в математических моделях погрешностей и использовать их при дальнейшей работе для сокращения ошибок системы вычислительным путем.

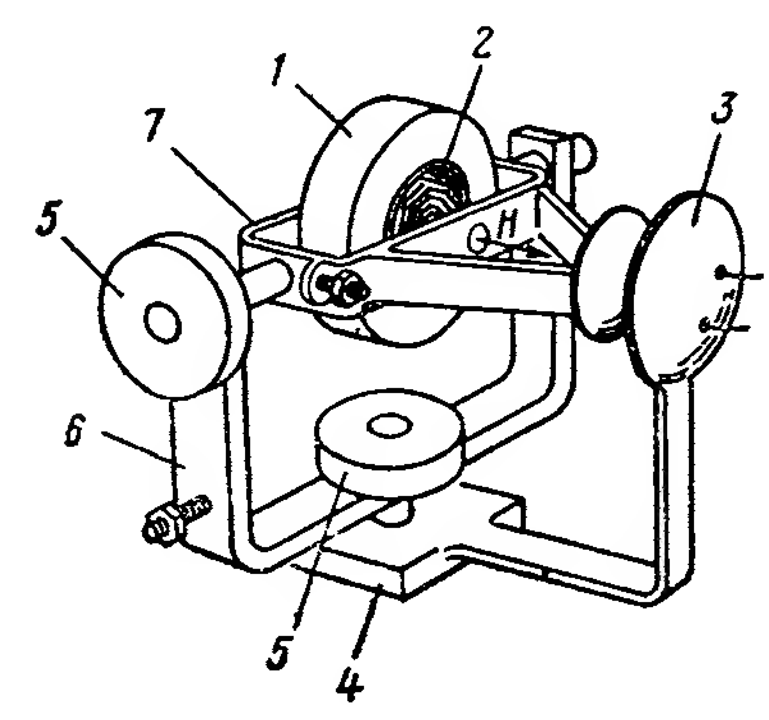


Рис. 1.29. Схема трехстепенного гироскопа в кардановом подвесе:
1 — ротор; 2 — гиромотор; 3 — двухстепенной датчик угла; 4 — основание; 5 — датчик момента; 6 — внешнее карданово кольцо; 7 — внутреннее карданово кольцо

Итак, рассматриваемый тип гироскопа обладает следующими основными особенностями:

1. Двигатель действует лишь на разгоне (работа на выбеге).

2. Прибор имеет лишь одну подвижную часть.

3. Поле осуществляет подвес вращающегося ротора.

4. Тот же подвес обеспечивает две степени свободы вращения вектора кинетического момента.

5. Датчик измеряет две компоненты единого угла.

6. Схема реагирует на угловые отклонения вокруг любой оси, перпендикулярной оси собственного вращения.

7. Схема пригодна для работы лишь без управляющих моментов.

Можно упростить практические задачи расчета, разработки, изготовления и использования гироскопа, разделив различные его функции таким образом, чтобы можно было каждый параметр регулировать и компенсировать отдельно при минимуме перекрестных влияний, ведущих к ошибкам в работе. Такой трехстепенный гироскоп (рис. 1.29) имеет следующие основные особенности:

а) кинетический момент создается вращением ротора, который выполнен в виде маховика и помещен своими опорами во внутреннем кольце (кожухе); эти опоры могут быть шарикоподшипниковыми, роликоподшипниковыми, газо- или гидродинамическими;

б) скорость вращения поддерживается постоянной с помощью непрерывно действующего двигателя (работа на выбеге не практикуется);

в) две степени свободы кожуха гироскопа (внутреннего кольца) относительно корпуса обеспечиваются кардановым подвесом с гидростатической разгрузкой или опорами в виде шарико- либо роликоподшипников;

г) малые сигналы угловых отклонений вокруг двух осей вырабатываются датчиком соответственно компонентам перемещения конца оси по сфере;

д) имеется возможность точно изменять ориентацию оси вращения ротора по отношению к инерциальному пространству, управляя датчиками момента на осях карданова подвеса;

е) можно балансировать гироскоп во время работы с помощью балансировочных грузов, укрепленных винтовым соединением на кардановых кольцах. Это устройство позволяет достаточно точно сводить к нулю действующие на гироскоп моменты сил тяжести и перегрузок благодаря тому, что центр масс при регулировке почти совмещается с точкой опоры, обеспечиваемой подвесом.

В некоторых конструкциях в дополнение к поддерживающим силам карданова подвеса используются архимедовы силы жидкости; в этом случае элементы карданова подвеса выполняются в виде тонких герметичных оболочек, а жидкость заполняет зазоры между ними.

Если основание, на котором помещен прибор, поворачивается относительно инерциального пространства, трехстепенный гироскоп выдает сигналы, соответствующие отклонениям корпуса относительно оси собственного вращения вокруг двух перпендикулярных к ней осей, причем нулевое положение корпуса относительно оси собственного вращения соответствует нулевым значениям выходных сигналов прибора. Управляющие сигналы, посылаемые в датчики моментов, позволяют изменять ориентацию оси собственного вращения независимо от ориентации основания. Эта возможность непосредственно ориентировать вектор кинетического момента параллельно некоторой внешней базовой линии является существенным преимуществом трехстепенного гироскопа с кардановым подвесом ротора и датчиками моментов в сравнении с шаровым гироскопом, подвес которого осуществляется с помощью недемпфирующего поля.

Карданов подвес позволяет преодолеть некоторые трудности выполнения шарового гироскопа, обусловленные тем, что поле не только осуществляет поддержание ротора, но одновременно выполняет ряд других функций. Так, при наличии карданова подвеса можно производить балансировку гироскопа во время работы, не ограничено время непрерывного вращения ротора (не требуется работа «на выбеге»), можно точно управлять ориентацией оси вращения и т. д. Однако наряду с этим возникает до-

полнительная трудность удержания центра тяжести сложной конструкции в точке опоры, создаваемой кардановым подвесом; эта трудность ограничивает обеспечиваемый схемой уровень точности и значительно осложняет изготовление приборов даже в случае, если требуется не слишком высокая точность. Съем сигналов отклонений в виде компонент сферического угла, поскольку между этими компонентами во время прецессии и нутации получаются перекрестные связи, вызывает также затруднения, если желательно получить точность на уровне долей дуговой секунды.

Некоторые трудности выполнения трехстепенного гироскопа сокращаются заменой карданова подвеса шаровой газодинамической опорой, обеспечивающей свободу собственного вращения ротора, а также две степени свободы поворота оси собственного вращения относительно корпуса. Трудности балансировки по-прежнему остаются, и газовая опора имеет строго ограниченную способность выдерживать перегрузку и вибрации, но многие приборы, выполненные по этой схеме, находят применение.

Все трехстепенные гироскопы воспринимают угловые отклонения, практически не подвергаясь действию внешних моментов Это означает, что достижимая разрешающая способность по компонентам угловой скорости вокруг оси чувствительности зависит от угла, соответствующего наименьшему снимаемому с датчика угла сигналу, который может быть использован. Этот угол обычно таков, что практически невозможно различать малые угловые скорости (порядка дуговых секунд в час).

Двухстепенный гироскоп, кинематическая и конструктивная схемы которого представлены на рис. 1.30 и 1.31, позволяет реализовать гироскопический чувствительный элемент для системы наведения ракеты с точностью, необходимой для эффективного поражения ракетой сосредоточенных укрытых целей. Идея построения такого элемента в некотором смысле противоположна идее шарового гироскопа с подвесом в недемпфирующем поле. Все функции двухстепенного поплавкового гироскопа тщательно разделены и все регулировки, исключая динамическую балансировку ротора, можно завершать с предельной точностью при нормально работающем элементе.

Как показано на схемах на рис. 1.30 и 1.31, кинетический момент создается ротором, вращение которого поддерживается двигателем в течение сколь угодно длительного времени. Опоры ротора, помещенные в единственном элементе карданова подвеса — камере гироскопа, могут быть выполнены либо в виде шарикоподшипников, либо в виде газодинамических подшипников. При хорошей конструкции и тщательном изготовлении гироскопы с опорами ротора обоих типов показывают высокую точность и могут работать в течение многих тысяч часов. Газовые опоры потребляют при разгоне и в работе несколько бо́льшую мощность, чем шарикоподшипниковые. Кроме того, газовые опоры

гораздо более шарикоподшипниковых склонны к повреждениям, если подвергать их при разгоне ротора действию моментов нагрузки до того, как они разовьют полную поддерживающую силу. Они также более подвержены повреждениям, ведущим к отказу в работе, при больших постоянных или вибрационных перегруз-

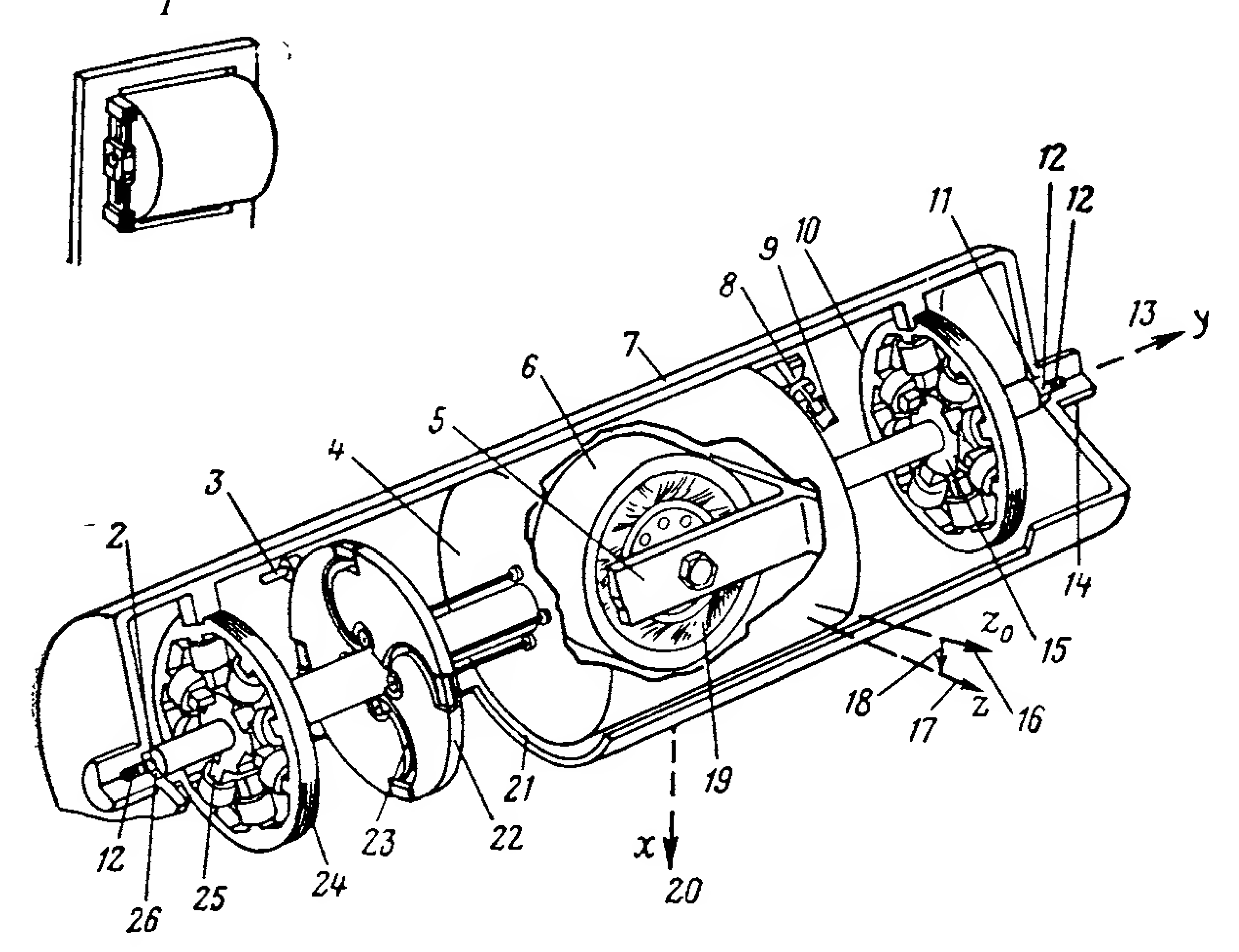


Рис. 1.30. Конструктивная схема двухстепенного поплавкового интегрирующего гироскопа (гироблока):

1 — гироблок, установленный в платформе; *2* — цапфа; *3* — штифт для регулировки положения платы токоподводов; *4* — поплавок; *5* — карданово кольцо; *6* — ротор; *7* — корпус; *8* — балансировочный груз; *9* — винт для регулировки балансировочного груза; *10* — узел датчика момента и магнитного подвеса; *11* — опора оси поплавка; *12* — подпружиненный шарик; *13* — выходная ось (y); *14* — установочный палец; *15* — ротор датчика момента; *16* — нулевое положение оси ротора (z_0); *17* — ось ротора (z); *18* — угол поворота поплавка (β); *19* — статор гиромотора; *20* — входная ось (x); *21* — демпферный зазор; *22* — сборка токоподводов на плате; *23* — гибкие токоподводы к гироскопу; *24* — датчик угла и магнитный подвес; *25* — ротор датчика угла; *26* — цапфа

Примечание. Тепло для стабилизации температуры подводится к блоку, в который вставляется корпус гироблока. Приток тепла регулируется демпферным термоустройством

ках. В итоге газовые опоры представляются более подходящими для условий ограниченно трудных, а шарикоподшипниковые лучше приспособлены к более широкому диапазону условий применения. Оба типа опор теперь применяются в двухстепенных гироскопах по выбору проектанта.

Кроме собственного вращения, ротор имеет свободу поворота относительно корпуса вместе со своей камерой, которая в основном поддерживается разностью гидростатических давлений, вызываемых весом и инерциальными силами в тяжелой очень вяз-

кой жидкости, заполняющей зазор между камерой-поплавком и герметичным корпусом элемента. Во время работы температура твердых частей и жидкости точно стабилизируется, благодаря чему гидростатическая поддерживающая сила остается практически неизменной. Малая неточность поддержания сводится фактически к нулю одноосным электромагнитным подвесом, элементы которого расположены на обоих концах поплавка, так что последний поддерживается в корпусе без малейшего контакта твердых частей, способного вызвать трение.

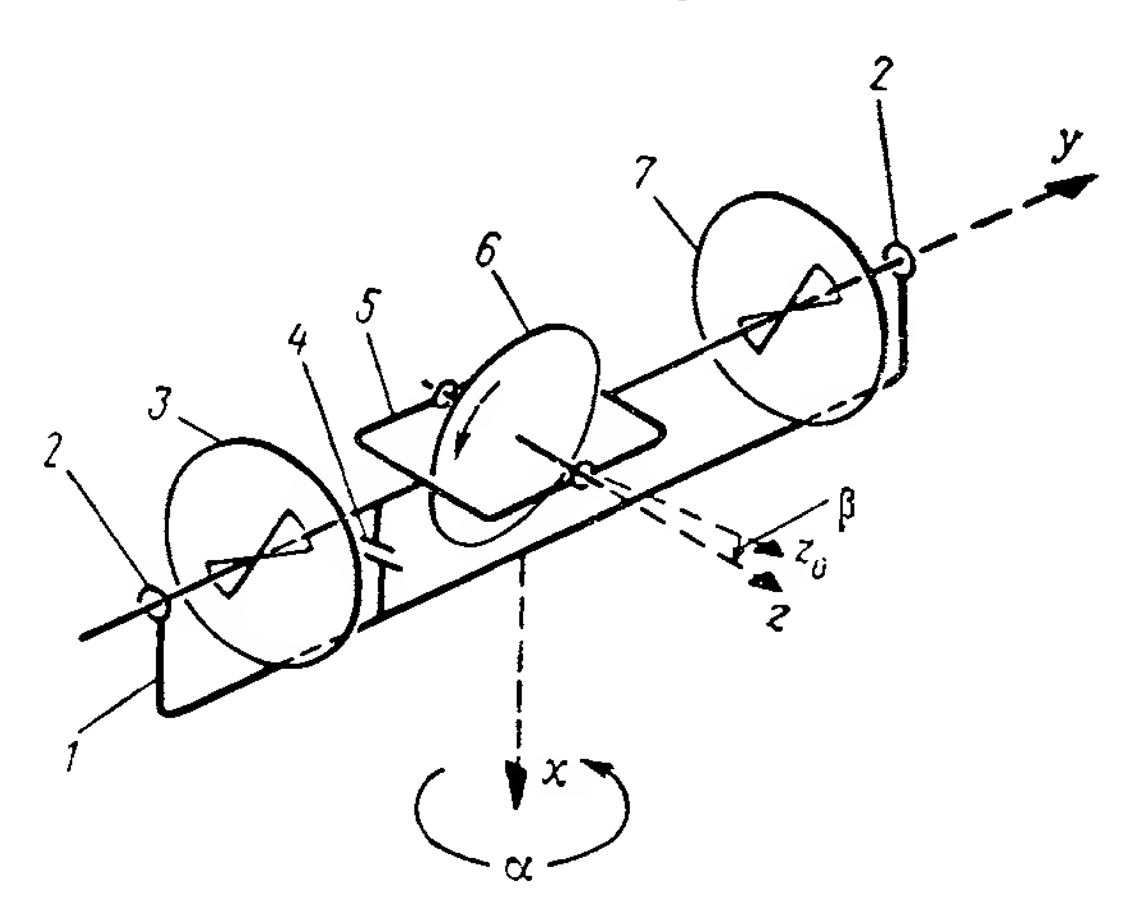


Рис. 1.31. Кинематическая схема двухстепенного поплавкового интегрирующего гироскопа (гироблока):

1 — корпус; 2 — опора оси карданова кольца; 3 — датчик момента; 4 — демпфер; 5 — карданово кольцо; 6 — гироэлемент (ротор); 7 — датчик угла; x — входная ось (связана с корпусом); y — выходная ось (связана с корпусом); z — ось ротора (связана с кардановым кольцом); z_0 — нулевое положение оси ротора (связано с корпусом); α — угол поворота корпуса в пространстве; β — угол поворота оси z относительно оси z_0

В дополнение к гидростатическим и магнитным поддерживающим силам на поплавок действуют гидродинамические силы и моменты, возникающие, когда тяжелая жидкость выдавливается из зазоров между деталями. Так как эти силы распределенные, они сводят к минимуму возможность разрушительных ударов камеры. Такая конструктивная схема не восприимчива к действию постоянных перегрузок, вибраций и ударов, предусматриваемых при проектировании.

Благодаря весьма высокой вязкости применяемой жидкости при движении поплавка относительно камеры возникают большие силы вязкого трения. Эти силы не только способствуют поддержанию поплавка в переходных режимах, но и создают тормозящий момент вокруг оси поплавка. Момент этот пропор-

ционален угловой скорости поворота поплавка вокруг его оси, а последняя перпендикулярна оси ротора с большой точностью. Если поворачивать вектор кинетического момента вокруг входной оси элемента, перпендикулярной оси ротора и оси поплавка, то по принципу действия гироскопа возникает гироскопический момент, приложенный от ротора к поплавку вокруг оси последнего. Эту ось называют выходной осью элемента. Гироскопический момент уравновешивается моментом инерционных сил от ускоренного вращения поплавка вокруг его оси и моментом вязкого трения в жидкости. Ввиду наличия вязкого трения угловая скорость поплавка относительно корпуса в установившемся режиме пропорциональна угловой скорости корпуса относительно инерциального пространства вокруг входной оси. Так как имеется еще момент инерционных сил, установившийся режим наступает с запаздыванием, характеризуемым постоянной времени порядка одной миллисекунды. В результате поплавок поворачивается относительно корпуса на угол, пропорциональный интегралу угловой скорости (или углу поворота) вращения корпуса вокруг входной оси относительно инерциального пространства. Имея в виду такое действие прибора, его называют интегрирующим гироскопом.

Так как сухое трение между твердыми деталями в приборе отсутствует, а вязкое трение используется в работе прибора, то практически точно сохраняется пропорциональность между входным и выходным углами в диапазоне от значений порядка нескольких дуговых минут до нижнего предела, который заведомо меньше одной тысячной доли дуговой секунды.

Двухстепенный интегрирующий гироскоп пригоден для использования в работе только в условиях, когда отклонения поплавка ограничены углами не более нескольких дуговых секунд. Эти условия выполнимы, если применяются датчики угла, которые во взаимодействии с практически выполнимыми электронными устройствами дают очень малые нулевые сигналы и очень большую чувствительность. При тщательном выполнении датчиков и электронных устройств можно добиться, чтобы при угловом отклонении менее 0,1 *дуг. сек* получались достаточно хорошо различимые сигналы.

Как видно из рис. 1.30, балансировочные грузы выполнены в виде гаек на винтах, расположенных на поплавке. Устройство для вращения грузов снаружи при работающем приборе позволяет совмещать центр масс с осью поплавка с такой точностью, чтобы скорость ухода, вызываемая суммарным моментом дебаланса при действии силы тяжести, не превышала величины порядка 0,001 угловой скорости вращения Земли (0,015 *дуг. мин/мин*) или еще меньшей. При точной центровке подвижного элемента одноосный датчик момента можно выполнить так, чтобы его момент был строго пропорционален входному электрическому сигналу. Эта особенность двухстепенного интегрирующего

гироскопа во многих случаях открывает дополнительную возможность успешного использования его.

Выше описаны основные свойства прибора. Неопределенность его ухода может быть сведена к величине порядка $0{,}15 \div 0{,}015$ *дуг. мин/мин*. Для этого абсолютно необходимо стабилизировать температуру, параметры питания двигателя и напряжения возбуждения, а также проявлять особое внимание к качеству сборки, выполнению электросоединений и тому подобным технологическим вопросам. При условии компенсации существенных погрешностей, выявляемых известными методами контроля, или введения поправок на эти погрешности можно достигнуть того, чтобы точность прибора в основном была обусловлена названной выше неопределенностью.

ГЛАВА 1.6. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГИРОСКОПОВ

Двухстепенные гироскопы употребляются в системах наведения как элементы (гироблоки) в комбинации со многими другими устройствами. Конкретное назначение каждого отдельного гироблока состоит в том, чтобы выдавать результирующий сигнал, обусловленный вращением основания вокруг входной оси относительно инерциального пространства, а также командным сигналом, поступающим в датчик момента. Выходной сигнал гироблока соответствует углу поворота корпуса вокруг входной оси относительно базовой системы координат. Командный сигнал, подаваемый в датчик момента гироблока, вызывает вращение базовой системы с угловой скоростью, пропорциональной этому сигналу.

Рассмотрим на примере одноосной системы (рис. 1.32) принцип действия и основные свойства типичной комбинации гироблока, установленного на платформе, с сервоприводом. Когда командный сигнал на входе датчика момента равен нулю (за исключением, быть может, малого сигнала, компенсирующего обнаруженный при калибровке собственный уход данного конкретного гироблока), устройство действует как геометрический стабилизатор в инерциальной системе наведения. Если почему-либо основание, на котором установлен сервопривод, движется так, что гироблок отклоняется от своей базовой ориентации в инерциальном пространстве поворотом вокруг входной оси или же к платформе приложен момент по любой другой причине, возникает выходной сигнал. Этот сигнал через контактные кольца со щетками передается в качестве входного в систему сервопривода, которая создает момент, приложенный к платформе и стремящийся возвратить гироблок к его базовой ориентации.

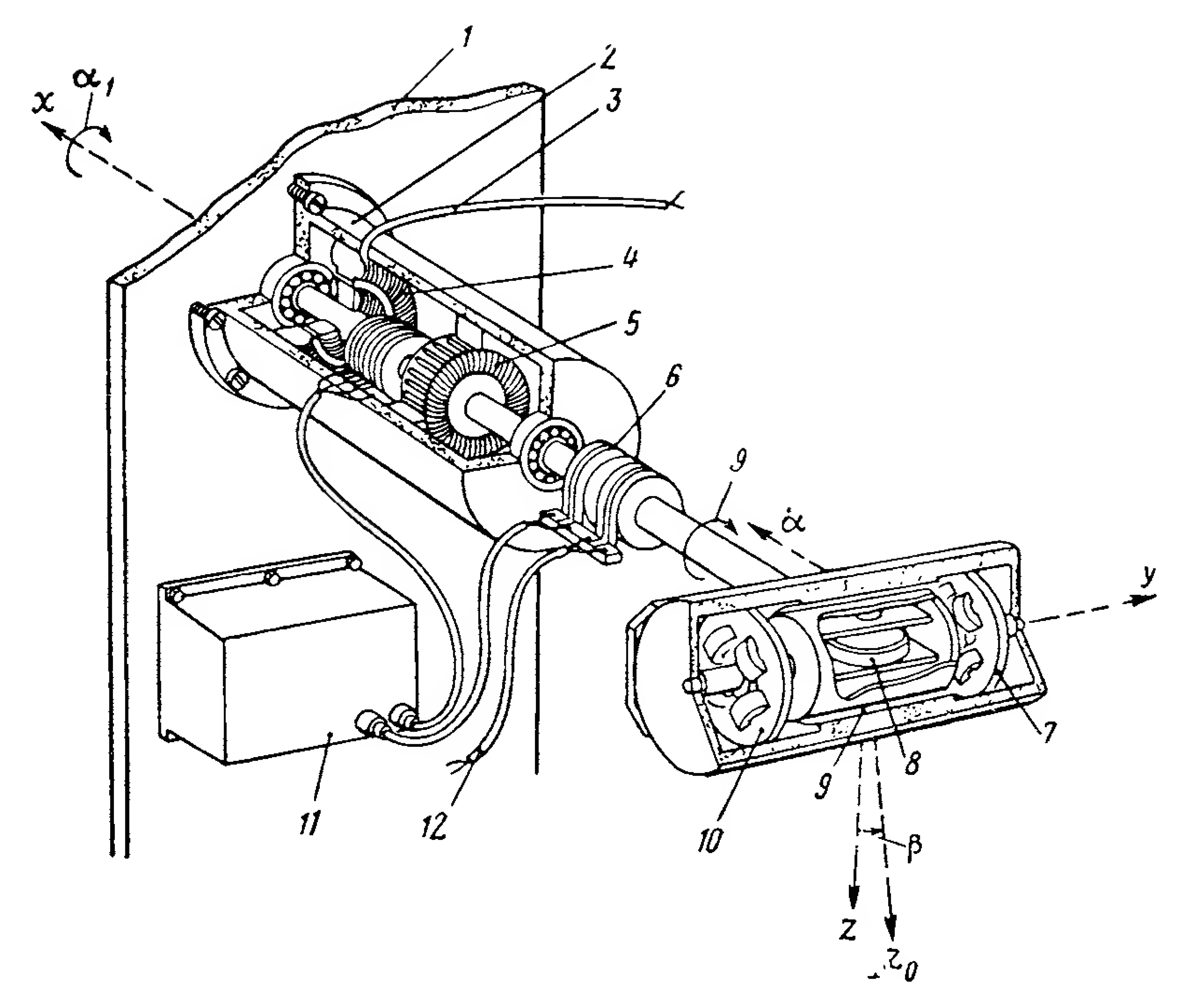


Рис. 1.32. Конструктивная схема одноосного гиростабилизатора:

1 — основание; 2 — основание двигателя привода; 3 — сигнал датчика угла поворота платформы; 4 — датчик угла поворота платформы; 5 — двигатель; 6 — выходной сигнал гироскопа; 7 — датчик момента; 8 — гироэлемент; 9 — демпфер; 10 — датчик угла; 11 — усилитель; 12 — командный сигнал к гироблоку; α — входной угол для гироблока; α_1 — угловое смещение стабилизируемой платформы

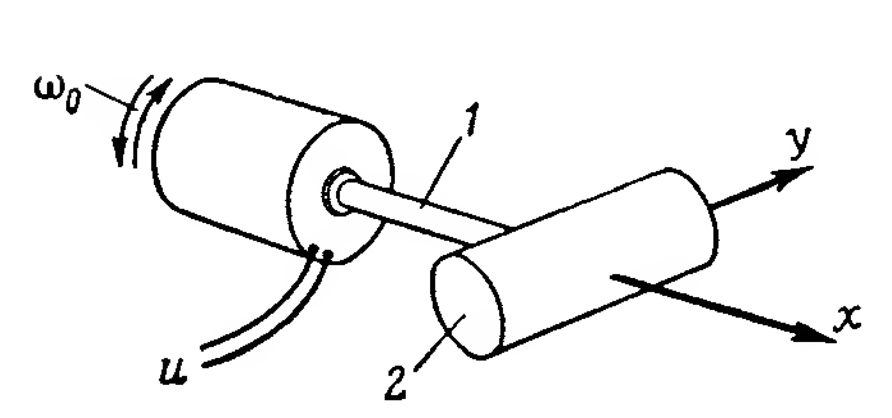


Рис. 1.33. Схема угловой стабилизации:

1 — ось привода; 2 — гироблок; u — входной сигнал (соответствует нулевой программной скорости; ω_0 — угловая скорость вращения основания

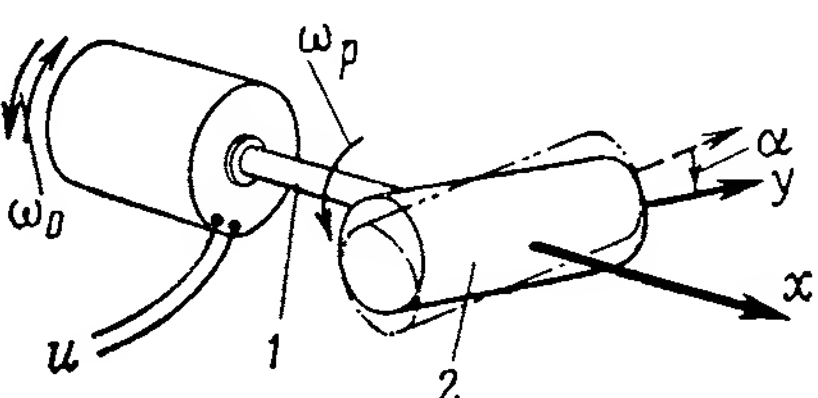


Рис. 1.34. Схема интегрирования угловой скорости, задаваемой управляющим сигналом:

1 — ось привода; 2 — гироблок; u — входной сигнал; ω_0 — угловая скорость вращения основания; ω_p — задаваемая гироблоку программная угловая скорость

В результате такого непрерывного действия сервопривода, преодолевающего возмущающие моменты, корпус гироблока практически сохраняет заданное ему положение независимо от движения основания. Такое взаимодействие характерно для геометрической стабилизации.

Комбинация гироблока с сервоприводом, приведенная на рис. 1.32, может быть использована в инерциальных системах наведения для различных целей (рис. 1.33—1.35). Если командный сигнал на входе гироблока равен нулю (рис. 1.33), то сервопривод стабилизирует ориентацию платформы по сигналам рассогласования, поступающим от гироблока. Если на вход датчика моментов гироблока (рис. 1.34) подается ненулевой сигнал, осуществляется его интегрирование. Действительно, вызываемый сигналом момент, приложенный к поплавку, поворачивает его и создает сигнал на выходе гироблока. Этот сигнал поступает в сервопривод, который поворачивает платформу в таком направлении, чтобы сигнал уменьшался. Не принимая во внимание переходный режим, влияние которого может быть сведено к пренебрежимо малым величинам соответствующим выполнением сервопривода, можно сделать так, чтобы описанное взаимодействие вызывало вращение платформы вокруг входной оси гироблока с угловой скоростью, практически пропорциональной величине командного сигнала. Направление вращения определяется полярностью командного сигнала. Результирующий эффект такого вращения сводится к тому, что угол поворота платформы в инерциальном пространстве вокруг входной оси пропорционален интегралу по времени от командного сигнала.

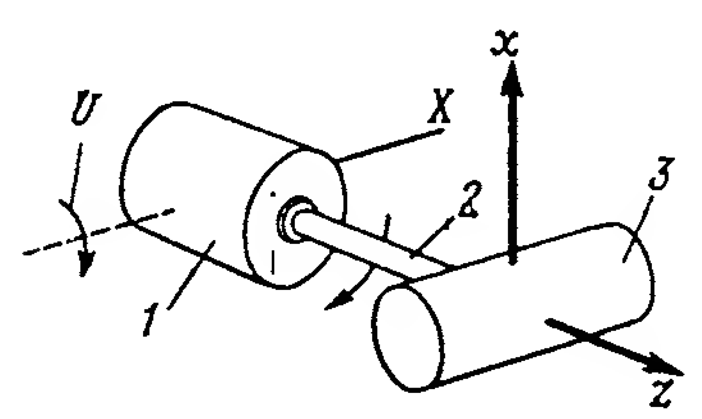


Рис. 1.35. Схема определения ориентации вектора угловой скорости:

1 — основание; *2* — ось привода; *3* — гироблок; *X* — ось вращения основания; *U* — угловая скорость вращения основания (перпендикулярна оси привода)

В другом режиме работы на вход гироблока подаются такие командные сигналы, чтобы сигнал на выходе его оставался равным нулю, хотя платформа с гироблоком совершает произвольное вращение вокруг его входной оси относительно инерциального пространства. В этом режиме также, как и в предыдущем, интегрирование в течение определенного времени входного сигнала дает в масштабе угол поворота платформы за то же время. Заметим, что в этом случае сервопривод никакой роли по существу не играет, а лишь обозначает ось вращения. На практике командные сигналы могут быть постоянного или переменного тока, либо импульсные. Последние наиболее удобны в качестве входных и выходных сигналов цифровых вычислительных устройств. Интегрирование в этом случае осуществляется легко и сводится к простому счету импульсов.

Если основание вращается вокруг оси, перпендикулярной оси сервопривода (рис. 1.35), а гироблок на платформе ориентирован так, что его ось чувствительности (входная ось) также перпендикулярна оси привода, то устройство можно использовать для определения направления кинематической оси X, вокруг которой вращается основание. Действительно, если входная ось x ориентирована так, что проекция на нее угловой скорости вращения основания не равна нулю, гироблок будет совершать вынужденное вращение вместе с основанием вокруг своей входной оси и будет выдавать сигнал, который вынудит сервопривод поворачивать платформу, пока входная ось гироблока не станет перпендикулярной оси вращения основания. Если гироблок уверенно реагирует на угловую скорость, равную, скажем, пяти миллионным долям угловой скорости основания, то в результате работы схемы направление входной оси гироблока будет перпендикулярно оси вращения основания с точностью порядка одной дуговой секунды. Такой режим работы позволяет при использовании имеющихся в настоящее время элементов ориентировать платформу на Север с точностью, достаточной для высокоточных современных систем наведения.

ГЛАВА 1.7. **АКСЕЛЕРОМЕТРЫ**

Все приборы, предназначенные для восприятия массовых сил, имеют чувствительный элемент, который по существу представляет собой неуравновешенную массу. Эта масса подвешена так,

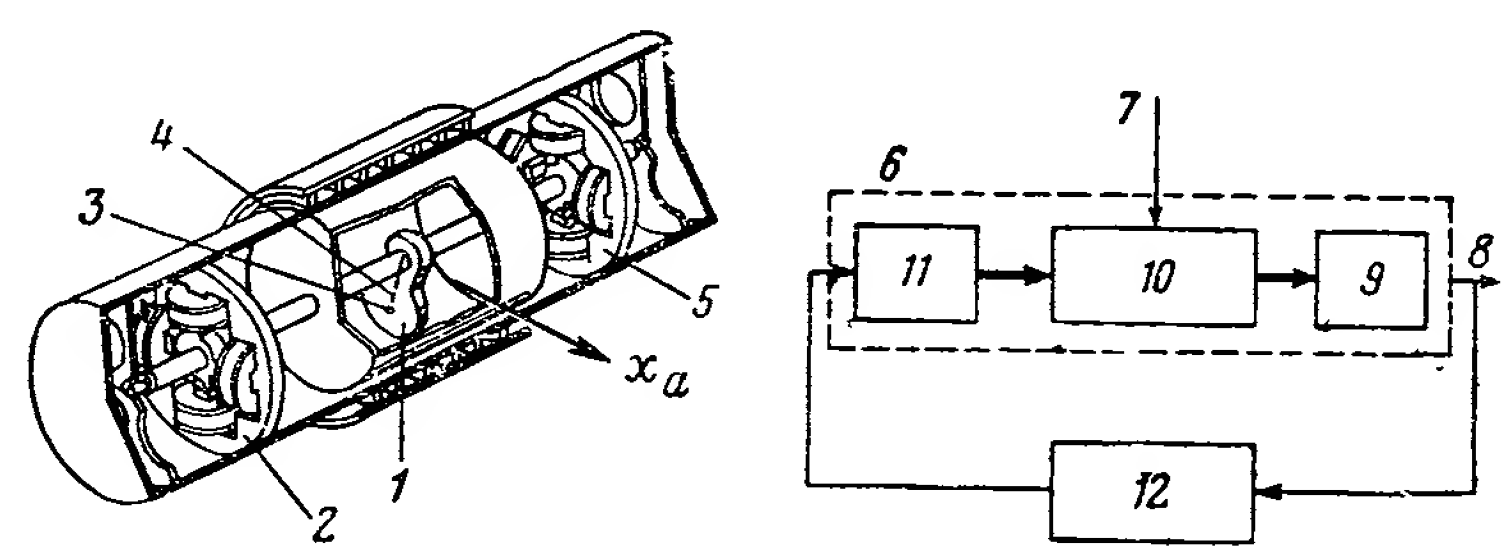


Рис. 1.36. Одноосный маятниковый акселерометр с импульсным выходным сигналом:

1 — маятник; *2* — датчик угла; *3* — центр масс маятника; *4* — плечо маятника; *5* — датчик момента; *6* — акселерометр; *7* — ускорение; *8* — выходной сигнал; *9* — датчик угла; *10* — маятник; *11* — датчик момента; *12* — усилитель; x_a — ось чувствительности (перпендикулярна оси маятника и его плечу в положении, когда сигнал датчика угла равен нулю)

что она воздействует с некоторой силой (или моментом) на элемент, удерживаемый калиброванной силой (моментом). В одном из акселерометров (рис. 1.36) маятник помещен в поплавково-

магнитный подвес и удерживается от поворота вокруг оси подвеса датчиком момента, в обмотку которого подаются импульсы, управляемые сигналами с датчика угла на оси поплавка. Для определения интеграла удельной массовой силы (равнодействующей силы гравитации и инерционной силы, обусловленной ускорением основания) ведется счет числа импульсов, необходимых для удержания поплавка в нулевом положении.

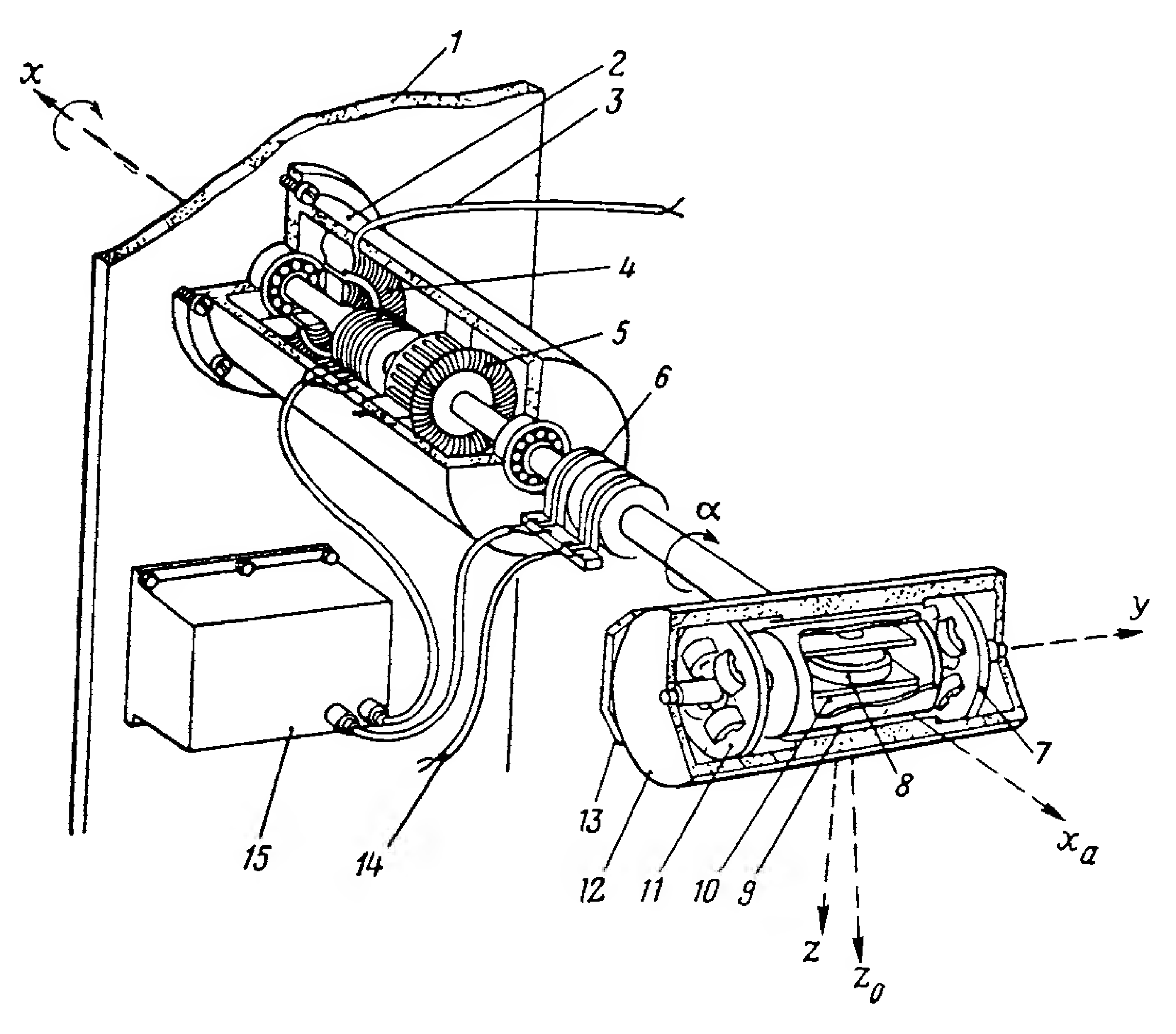


Рис. 1.37. Схема гироскопического интегрирующего акселерометра:
1 — основание; *2* — корпус двигателя; *3* — стабилизируемый элемент (корпус гироблока); *4* — датчик угла поворота корпуса гироблока; *5* — двигатель привода; *6* — выходной сигнал гироскопа; *7* — датчик момента; *8* — гироэлемент; *9* — демпфер; *10* — смещенный центр масс; *11* — датчик угла; *12* — интегрирующий маятниковый гироблок; *13* — корпус гироблока; *14* — командный сигнал к гироблоку; *15* — усилитель; x_a — входная ось акселерометра; x — входная ось гироблока; α — угол поворота корпуса гироблока (выходной угол)

В гироскопическом маятниковом акселерометре (рис. 1.37) момент маятника уравновешивается гироскопическим моментом ротора, совершающего вращение с постоянной скоростью вокруг своей оси и поворачиваемого сервоприводом так, чтобы выходной сигнал гироблока оставался вблизи нуля. Поскольку потребная для этого угловая скорость поворота гироблока вокруг его входной оси пропорциональна уравновешиваемому моменту маятника, угол поворота гироблока за определенное время есть мера интеграла удельной массовой силы за то же время. Это масштабное соотношение основывается только на абсолютно линейных

при любом значении величин зависимостях механики, так что диапазон ускорений, при котором может точно работать прибор, ограничен только возможностями сервопривода. При использовании на оси сервопривода импульсного датчика угла выходной сигнал получается в виде, удобном для цифрового вычислительного устройства. В табл. 1.1 приводятся численные требования к точности положения центра масс, которые необходимо соблюдать, чтобы скорость ухода некоторых типовых гироблоков не выходила за определенные пределы. Эти числа показывают также, что точность удержания центра масс маятника акселерометра должна быть очень высокой, чтобы погрешность его при диапазоне измерений порядка нескольких десятков g (g — ускорение силы тяжести) была не более $10^{-6}\,g$.

Таблица 1.1

Допустимые смещения центра масс гироскопа вдоль оси ротора для типичного гироблока

Скорость ухода		Допустимое смещение центра масс (плечо дебаланса)		
в долях угловой скорости вращения земли	в *рад/сек*	в микронах	в ангстремах	в долях размера кристаллической решетки[1]
1	$0{,}73\cdot10^{-4}$	1,46	$1{,}46\cdot10^{4}$	5000
10^{-1}	$0{,}73\cdot10^{-5}$	$1{,}46\cdot10^{-1}$	$1{,}46\cdot10^{3}$	500
10^{-2}	$0{,}73\cdot10^{-6}$	$1{,}46\cdot10^{-2}$	$1{,}46\cdot10^{2}$	50
10^{-3}	$0{,}73\cdot10^{-7}$	$1{,}46\cdot10^{-3}$	$1{,}46\cdot10^{1}$	5
10^{-4}	$0{,}73\cdot10^{-8}$	$1{,}46\cdot10^{-4}$	1,46	0,5
10^{-5}	$0{,}73\cdot10^{-9}$	$1{,}46\cdot10^{-5}$	$1{,}46\cdot10^{-1}$	0,05
10^{-6}	$0{,}73\cdot10^{-10}$	$1{,}46\cdot10^{-6}$	$1{,}46\cdot10^{-2}$	0,005

[1] Для алюминия, стали и бериллия размер кристаллической решетки принят равным примерно 3 ангстремам ($3\cdot10^{-4}$ *мкм*).

ГЛАВА 1.8. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Для любой инерциальной системы наведения нужны приборы, реализующие базовую систему координат, точно согласованную с осями, в которых задана траектория полета. Кроме того, нужны акселерометры, неподвижно установленные на стабилизированном относительно базовой системы координат основании, чтобы вырабатывать сигналы, соответствующие компонентам вектора удельной массовой силы. Типичное устройство прибора, реализующего эти условия, показано на схеме на рис. 1.38.

Стабилизированное основание хранит ориентацию базовой (опорной) системы координат, а сигналы акселерометров, соответствующие проекциям вектора удельной массовой силы на известные оси, поступают на вход вычислительного устройства.

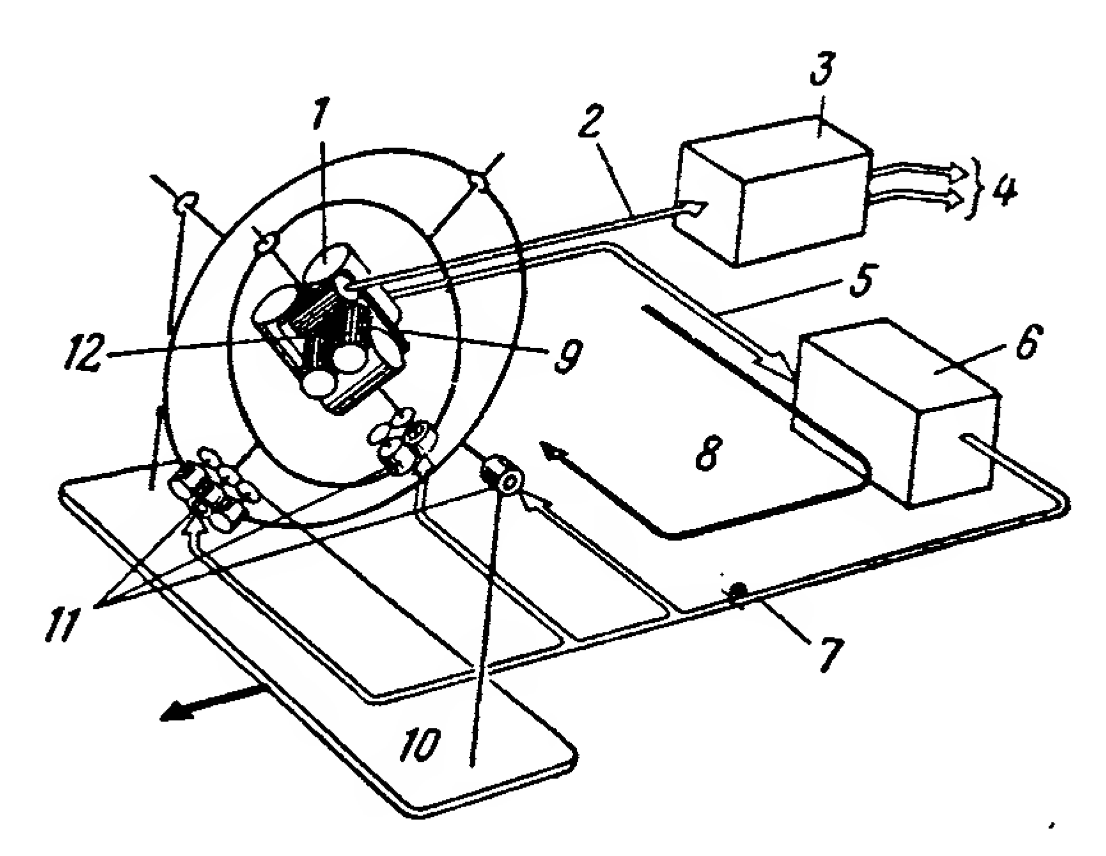


Рис. 1.38. Схема инерциальной системы наведения, в которой акселерометры и гироблоки неподвижно укреплены на общем стабилизированном основании:

1 — стабилизированная платформа с акселерометрами; *2* — сигналы акселерометров; *3* — вычислительное устройство; *4* — сигналы положения и скорости объекта; *5* — сигналы гироблоков; *6* — усилители системы стабилизации; *7* — управляющие сигналы к разгрузочным двигателям; *8* — контур стабилизации; *9* — стабилизированная платформа; *10* — основание; *11* — двигатели и вращающиеся трансформаторы; *12* — комплект акселерометров

Переработав эти сигналы, вычислительное устройство выдает выходные величины для стабилизации, навигации и наведения; при этом не требуется преобразования координат, основанного на использовании углов поворота элементов карданова подвеса.

Часть 2

НАВИГАЦИЯ, НАВЕДЕНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ ЧЕЛОВЕКА НА ЛУНУ

ВВЕДЕНИЕ

Сегодняшнее стремительное продвижение человека в космос опирается на развитие многих старых научных дисциплин и создание новых отраслей техники. Задачей настоящей книги является рассмотрение научных и технических достижений, которые используются для определения координат, скорости и ориентации космического летательного аппарата (КЛА), а также для управления этими параметрами. Предмет книги можно поэтому охарактеризовать словами «управление вращательным и поступательным движением КЛА». Нас будут интересовать законы изменения во времени трех координат, определяющих ориентацию объекта, и трех других координат, задающих его местоположение.

В этой части рассмотрим более конкретно сущность проблемы, чтобы ввести читателя в круг понятий и методов, которые нужны для восприятия последующих частей книги, где излагаются в реальных деталях конкретные задачи и их решения.

Полеты современных КЛА совершаются так, что кратковременные периоды активного движения чередуются продолжительными периодами свободного полета[1]. Такое чередование свободного и активного движения обусловлено особенностью современных двигательных установок, работающих на химическом топливе. Характер задач управления поступательным и вращательным движением существенно зависит от того, имеет ли место свободный или активный полет. В связи с этим удобно излагаемые ниже вопросы сгруппировать соответственно характеру движения («вращательное» или «поступательное») и действующим силам («свободный полет» или «активный полет»). В ре-

[1] Здесь и всюду в дальнейшем в соответствии с терминологией авторов полет называется свободным или пассивным, если среди всех сил, действующих на КЛА, существенны лишь силы тяготения, и несвободным или активным, если существенны также и другие, негравитационные силы — тяга двигателя, сопротивление атмосферы и т. п. *Прим. пер.*

зультате получим четыре основные задачи управления, рассматриваемые в этой части книги:

а. Управление поступательным движением в свободном полете.

б. Управление ориентацией (т. е. вращательным движением) в свободном полете.

в. Управление вращательным движением в активном полете, т. е. при действии негравитационных сил.

г. Управление поступательным движением в активном полете, т. е. при действии негравитационных сил.

Заметим, что существенные негравитационные силы действуют на КЛА не только при работе двигателей, но и при входе в атмосферу какой-либо планеты, когда сопротивление атмосферы и подъемная сила используются для торможения и управления ориентацией вектора скорости летательного аппарата.

ГЛАВА 2.1. НАВИГАЦИЯ, НАВЕДЕНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ И ЗАДАЧИ

УПРАВЛЕНИЕ ПОСТУПАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КЛА В СВОБОДНОМ ПОЛЕТЕ

При пассивном полете в космосе среди сил, определяющих движение космического летательного аппарата, доминирующими являются гравитационные силы ньютоновского притяжения со стороны ближайших небесных тел — Земли, Луны, Солнца и других планет. Обычно на движение КЛА влияет в основном одно небесное тело, массу которого можно считать сосредоточенной в точке. Поэтому траектория движения КЛА обычно близка к классической кеплеровой кривой конического сечения. Влияние других сил можно изучать как возмущения кеплерова движения, вызывающие малые отклонения от него. Основными причинами возмущений являются: 1) характер распределения массы основного тела (например, сжатие Земли, неравенство трех осей эллипсоида Луны), 2) притяжение более отдаленных тел, 3) сопротивление атмосферы, 4) давление солнечного излучения, 5) магнитные и электрические поля, взаимодействующие с КЛА.

Обычно можно ограничиться учетом лишь некоторых возмущающих факторов и при этом, используя знание текущих координат и скорости, предсказать последующую траекторию КЛА с удовлетворительной точностью на многие часы или дни вперед. Однако вследствие неучета ряда возмущающих факторов, ограниченной точности начальных условий и экстраполяционной

модели погрешность прогноза возрастает со временем и в конце концов становится больше допустимой.

Так как траектория свободного полета КЛА в той или иной мере поддается прогнозированию, нет необходимости в непрерывном измерении координат и скорости. Необходимы лишь периодические измерения, чтобы скорректировать медленную девиацию действительной траектории космического летательного аппарата по отношению к спрогнозированной.

При свободном полете для всех реальных навигационных измерений используются электромагнитные излучения соответствующей длины волны, позволяющие установить взаимное расположение космического летательного аппарата и ближайших небесных тел солнечной системы. Эти измерения бывают двух видов: измерения, осуществляемые на основе слежения за космическим летательным аппаратом с соответствующих земных станций, и измерения с помощью приборов, находящихся на самом космическом летательном аппарате. Для навигации американских космических летательных аппаратов пока использовались только измерения на основе сопровождения с Земли[1].

В настоящем разделе рассматривается лишь одна сторона процесса управления — навигация, т. е. определение координат места и скорости КЛА. Вопросы вычисления и осуществления импульсов скорости, необходимых для исправления траектории, излагаются в других частях книги.

Навигация с Земли

Для навигационного сопровождения с Земли обычно используются наземные радиолокационные станции совместно с бортовыми радиомаяками или бортовыми импульсными повторителями. Использовались также световые волны, однако при этом наблюдения затруднялись облачным покровом.

Навигационное радиослежение основано на: 1) знании величины скорости света в космосе (эта величина постоянна и известна с большой точностью), 2) использовании высокоточных баз отсчета времени и источников стабильной частоты, 3) совершенстве и точности методов измерения фазы между двумя сигналами при наличии помех.

Измерение с Земли расстояния до космического летательного аппарата

Для измерения расстояния до КЛА наземная станция передает на него периодический сигнал на высокой несущей частоте. В свою очередь, КЛА оснащен ретранслятором этого сигнала

[1] Во время полетов корабля «Аполлон» одновременно с наземными навигационными радиосредствами использовалась бортовая система навигации. *Прим. пер.*

на Землю. Удвоенное расстояние до космического летательного аппарата пропорционально сдвигу фазы сигнала, полученного с КЛА относительно сигнала, переданного на него. Разрешающая способность определения дальности обусловлена наименьшим сдвигом фаз, который можно обнаружить. Например, для несущей частоты 100 *мгц* длина волны равна 3 *м* и, очевидно, нетрудно различить расстояния, гораздо меньшие этой величины. Более низкая частота модуляции (большая длина волны) дает более крупную единицу отсчета и ее необходимо использовать для расшифровки неопределенностей. Необходимым бортовым средством является импульсный повторитель (ответчик), получающий сигнал с Земли и ретранслирующий этот сигнал на наземную станцию со стабильным сдвигом фазы.

Хотя описанный выше метод определения дальности обладает почти микрометрической разрешающей способностью, существует ряд ограничений общей его точности. Наиболее очевидное ограничение налагается, разумеется, точностью нашего знания скорости света. В настоящее время относительная погрешность знания скорости света составляет 10^{-6}, что без калибровочной поправки (о которой будет сказано ниже) дает погрешность 150 *км* на дальности в одну астрономическую единицу, а при определении расстояния до Луны приводит к ошибке порядка 400 *м*.

Скорость изменения дальности определяется посредством измерения скорости изменения сдвига фазы полученного сигнала относительно излучаемого или, как привычнее говорить, по допплеровскому сдвигу частоты.

Определение с Земли направления на космический летательный аппарат

Наиболее принятый метод определения направления с наземных станций является разновидностью обратной триангуляции. При этом используется совокупность антенн, расположенных на концах хорошо выверенных базовых линий. Если эти базовые линии достаточно коротки, принимаемые сигналы можно совмещать и обрабатывать в одной и той же наземной аппаратуре, осуществляя интерферометрическое измерение разности расстояний между космическим летательным аппаратом и различными антеннами, как показано на рис. 2.1. В настоящее время данный метод обладает многими преимуществами. В частности, существенно, что на КЛА при использовании этого метода необходимо иметь только передатчик радиомаяка, который не нужно опрашивать с Земли.

Для таких систем с короткой базой разности фаз волн, принятых различными приемниками, могут быть измерены чрезвычайно точно. Разность фаз сигналов длиной волны в 3 *м* (100 *мгц*) может быть измерена с точностью, позволяющей раз-

личать 3 *мм*, используя, например, метод гетеродинного снижения частоты и прецизионного измерения отрезков времени. При длине базовой линии 150 *м* и при условии, что направление на космический летательный аппарат не очень отличается от направления нормали к базовой линии, это соответствует угловой разрешающей способности 20 микрорадиан (4 *дуг. сек*). При дальности в одну астрономическую единицу такая разрешающая способность соответствует линейной ошибке в направлении, пер-

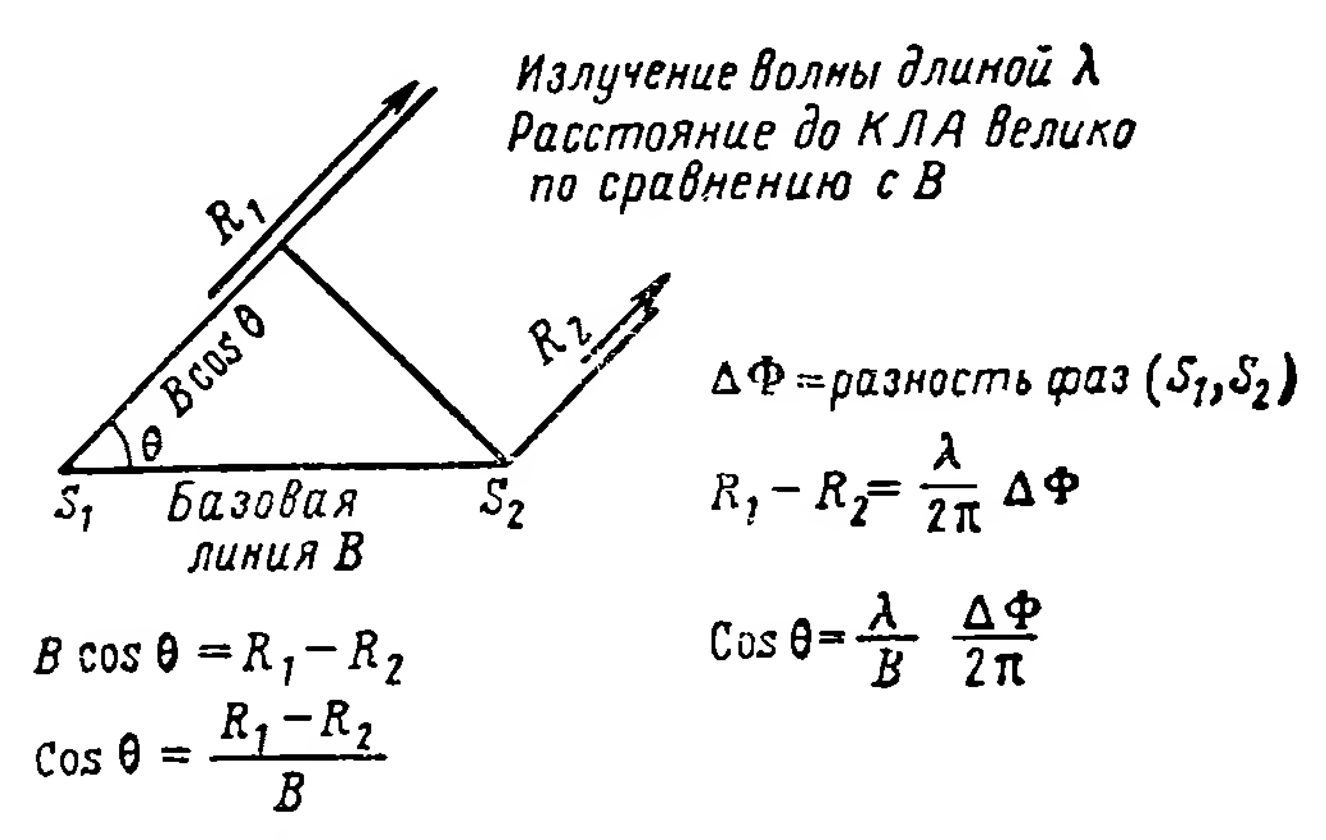


Рис. 2.1. Интерферометрическое определение направления на основе короткой базовой линии

пендикулярном линии визирования, 3000 *км*. Аналогичная погрешность для более короткой дистанции до Луны составит около 8 *км*.

Обычно приемники удаляют друг от друга на возможно большее расстояние в горизонтальной плоскости. При этом очевидно, что наибольшая точность определения направления на космический летательный аппарат получается, когда направление на него мало отличается от перпендикуляра к базовой линии. При малых углах между направлением на объект и базовой линией разрешающая способность резко ухудшается. Величина разрешающей способности обратно пропорциональна синусу угла между упомянутыми направлениями. Кроме того, вблизи горизонта общую точность определения направления нарушает неопределенность угла атмосферной рефракции.

Для повышения точности измерения направления можно было бы увеличивать длину базовой линии. Однако по ряду причин точность не повышается пропорционально длине базовой линии. Во-первых, большее расстояние между принимающими станциями препятствует точной одновременной обработке сигнала и прямому сравнению фаз полученных сигналов. Кроме того, если длина базовой линии значительна, то (рис. 2.2) косинус угла между направлением на КЛА и базовой линией не является

больше линейной функцией разности соответствующих расстояний. Поэтому вместо использования разности расстояний, полученной непосредственным сравнением фаз, приходится измерять полные расстояния от космического летательного аппарата до различных станций, а затем обрабатывать эти данные для определения направления.

Для повышения точности определения направления путем увеличения длины базовой линии необходимо, чтобы ошибки измерения дальности и ошибки параметров базовой линии накап-

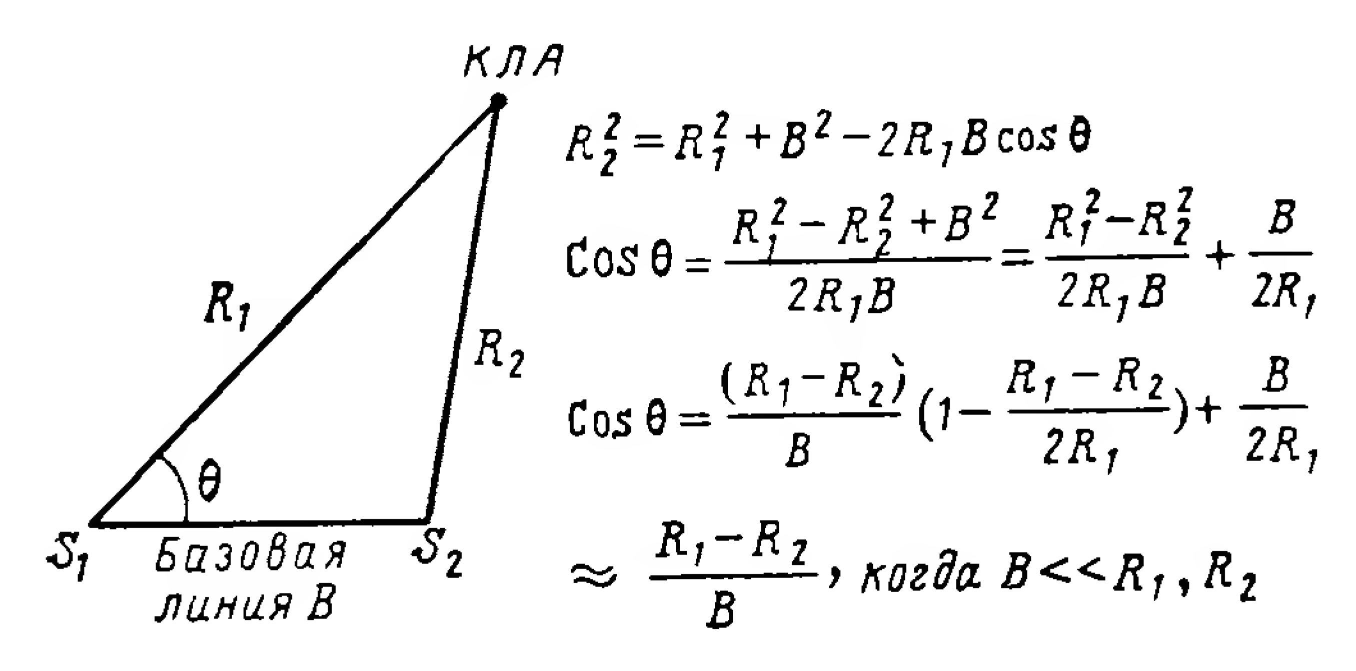


Рис. 2.2. Определение направления методом обратной триангуляции на основе базовой линии большой длины

ливались менее быстро, чем увеличивается длина базовой линии. Насколько это осуществимо, можно понять из следующего примера. Как уже говорилось, при длине базовой линии 150 *м* достигается точность определения направления 20 микрорадиан. Если увеличить длину базовой линии до 1500 *км*, то к такой ошибке определения направления приводит ошибка знания длины базовой линии в 30 *м*. Если мы хотим повысить рассматриваемую точность до 2 микрорадиан, то длина базовой линии должна быть известна с точностью до 3 *м*. Однако при этом возникает серьезная проблема обеспечения необходимой точности определения местоположения станции. Очевидно, это — задача топографии и геодезии. Точное определение размеров и формы Земли — это вопрос, который активно разрабатывается, но по которому нет еще согласия.

Рассмотренные выше способы измерения дальности и определения направления с помощью наземных станций сопровождения являются основой для непосредственного определения всех компонент местоположения и скорости КЛА. Значения погрешностей, приведенные выше для гипотетических моделей систем наземного сопровождения, никоим образом не характеризуют предельно возможную точность таких систем. Серьезное улучшение точности данной конкретной системы станций может быть достигнуто методом калибровки, при котором сопровождают це-

ли, движущиеся известным образом, и определяют поправки, согласующие показания станций с истинными координатами цели.

Автономная навигация

Разработчики автономных систем космических кораблей склоняются к использованию угловых оптических измерений вместо непосредственных радиолокационных измерений дальности, обеспечивающих столь высокую точность при наземном сопровождении. Правда, измерение дальности с помощью радиолокаторов не только возможно, но и необходимо, когда эта дальность сравнительно невелика, например, при встрече на орбите и при посадке на Луну. Однако при больших удалениях от планет, Луны и других целей непосредственное измерение расстояния или скорости его изменения, а также использование радиочастот в автономной аппаратуре мало приемлемо из-за большого веса ее и большого расхода энергии.

В автономной космической навигации используют измерение угловых координат близлежащих небесных тел (Солнца, Луны, Земли и других планет). Находясь весьма далеко, звезды не доставляют никаких данных о месте КЛА. Однако как раз благодаря их большой удаленности они являются прекрасной базой отсчета для определения направлений на близлежащие небесные тела. В этом смысле автономная навигация осуществляется путем обсервации направлений на близкие планеты или Луну относительно звезд. Для этих целей можно сначала измерить угол между гиростабилизированным основанием и звездной базой, а затем между гиростабилизированным основанием и направлением на планету. Вместо этого можно непосредственно измерять угол между направлением на звезду — базу и на близкую планету (или Луну), наблюдая их одновременно прибором, аналогичным секстанту, и избегая тем самым накопления погрешностей, с которыми приходится бороться при последовательном определении направлений.

Издревле известный секстант, модернизированный и снабженный подходящим телескопом для распознавания изображения, а также устройством для прецизионного считывания угла поворота подвижного зеркала, имея приемлемые размеры, может обеспечить точное измерение угла между направлением на характерную точку близкого небесного тела или Луны и направлением на звезду, совмещенную с этой точкой в поле зрения секстанта. Под характерной точкой подразумевается какая-либо отчетливо визируемая точка на планете или Луне с известными координатами. В качестве такой точки естественно было бы принять центр диска светила. Однако использование поддающихся опознанию ориентиров на местности или видимого горизонта, которые могут быть привязаны к координатам небесного тела, проще и обеспе-

чивает бо́льшую точность, особенно, если освещен не весь наблюдаемый диск светила.

С помощью секстанта и аналогичных измерений направление на ориентир может быть определено примерно с точностью порядка 50 микрорадиан. В погрешность определения направления на небесное тело будет также входить погрешность знания местоположения ориентира, которая составляет 1000 *м*. Для дальностей более 20 000 *км* доминирующее значение имеет угловая ошибка в 50 микрорадиан. Однако для более близких расстояний до небесного тела точность навигации ограничивается погрешностями знания координат используемой характерной точки.

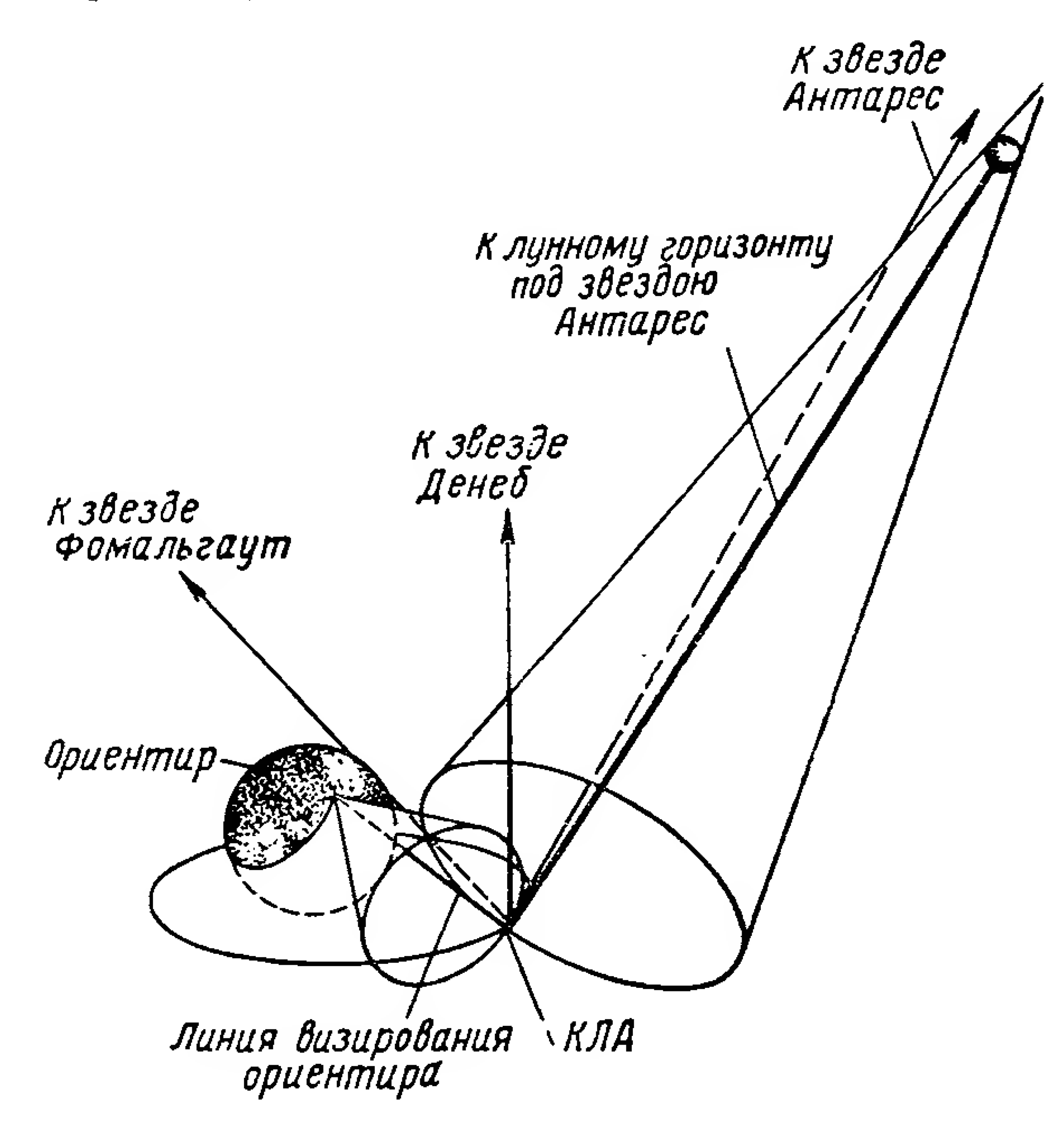


Рис. 2.3. Геометрия определения местоположения в пространстве

Каждое такое угловое измерение с КЛА определяет геометрическое место точек — поверхность, на которой находится КЛА в момент измерения. Несколько таких измерений, если они сделаны одновременно, дадут несколько поверхностей, пересечение которых однозначно определит местоположение КЛА, как это показано на рис. 2.3. Здесь расстояния определяются косвенным образом по совокупности угловых данных подобно тому, как это делается при триангуляции, причем определение основано на знании длины и ориентации базовой линии, соединяющей визируемые характерные точки небесных тел. По существу этот метод также имеет одинаковую природу со стадиометрией, где рассто-

яния до планеты или Луны определяются по углу, под которым видны диски этих светил.

Измерения, сделанные не одновременно, могут служить основой для определения скорости. Чтобы получить три координаты текущего места движущегося космического аппарата, желательно было бы одновременно измерять по крайней мере три угловых компоненты. По практическим соображениям, однако, более простыми являются последовательные угловые измерения, но в этом случае непосредственное вычисление местоположения или скорости с помощью только геометрических соотношений невозможно. Схемы с последовательными угловыми измерениями используются, например, для космического корабля «Аполлон» и рассмотрены в гл. 2—3. Эти схемы базируются на бортовом вычислителе, входной информацией для которого являются результаты последовательных однокомпонентных навигационных измерений и точное время каждого из них. Результат каждого отдельного измерения, поступая в вычислитель, используется для уточнения наилучшим образом шестикомпонентного вектора состояния космического летательного аппарата с учетом возможных ошибок каждого измерения, текущей оценки погрешностей вектора состояния и закона движения космического летательного аппарата при свободном полете.

Сопоставление навигационных измерений с Земли и автономных навигационных измерений

Ниже кратко рассмотрены общие черты и различия двух методов навигации космического летательного аппарата при свободном полете — метода наземного сопровождения и метода автономного определения направлений:

а. Эти виды навигационных измерений дополняют друг друга. Наземное сопровождение обеспечивает хорошую точность вдоль линии визирования с Земли, в то время как автономное измерение может существенно увеличить точность в направлении, перпендикулярном линии визирования. Последнее особенно важно при больших удалениях от Земли, когда определяется расстояние до небесного тела — цели.

б. Оба вида навигации базируются на оптимальной обработке результатов периодических единичных измерений с учетом ожидаемой их точности и законов небесной механики. В обоих случаях текущие координаты и скорость определяются с использованием предыдущей информации и с некоторой ограниченной точностью, лимитируемой погрешностями этой информации. Оба вида навигации дают возможность предсказать последующее движение космического летательного аппарата, хотя точность такого предсказания, кроме сказанного, ограничена еще недостаточным знанием внешних сил, действующих на КЛА.

в. Навигационные измерения с помощью конкретной назем-

ной станции выполнимы лишь в случае, если КЛА находится достаточно высоко над горизонтом места этой станции. Для автономных навигационных измерений необходима угловая стабилизация корабля в определенной ориентации, что может быть в противоречии с требованиями других операций.

г. Наземные средства могут сопровождать одновременно лишь ограниченное число объектов. Разумеется, автономные средства КЛА всегда находятся в его исключительном распоряжении.

д. Возможности наземных средств стремятся расширить, используя много больших станций сопровождения со сложной коммуникационной сетью и центрами обработки информации; все это лимитируется главным образом экономическими факторами. Возможности автономной навигации в большей степени ограничены допустимым весом бортовых чувствительных элементов и бортовых вычислительных машин, обрабатывающих информацию.

е. Весьма существенным преимуществом наземного навигационного сопровождения является возможность многократного использования и возможность последовательного обеспечения многих полетов. Автономное навигационное оборудование в известном смысле расходуется. Его повторное использование возможно, если предусматривается спасение аппаратуры, возвращаемой на Землю.

ж. Во время полета КЛА за небесным телом — целью — наземные навигационные измерения невозможны. Между тем, эффективные маневры вывода КЛА на орбиту спутника Луны и вывода на траекторию полета к Земле, к сожалению, всегда совершаются за Луной. Имеется большая вероятность того, что эти обстоятельства будут иметь место и для других планет-целей.

з. Навигация с Земли уязвима для вражеских действий против военного космического летательного аппарата. Автономные навигационные измерения строго пассивны и неуязвимы для помех и диверсий.

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КЛА В СВОБОДНОМ ПОЛЕТЕ

Управление ориентацией — это процесс придания космическому летательному аппарату желаемой ориентации относительно базовой системы координат. Комплексный характер задачи управления ориентацией определяется требованиями к ориентации, способом ее определения, характером возмущающих моментов и способом создания управляющих моментов. Для иллюстрации многообразия проблем и решений, возникающих при проектировании систем управления ориентацией космического летательного аппарата, рассмотрим эти вопросы несколько более подробно.

Требования к ориентации, естественно, зависят от назначения КЛА и соответствующих условий его работы:

а) Оси чувствительности научных приборов, работа которых связана с передачей или с приемом какого-либо излучения, либо с измерением полей, обычно необходимо ориентировать определенным образом. Часто требования к такой ориентации бывают не особенно жесткими, хотя иногда, например, для астрономических телескопов может понадобиться максимально возможная точность и стабильность наводки.

б) Для обслуживания самого КЛА нужно обеспечить наводку элементов солнечных батарей, восполняющих потери энергии в работающем оборудовании; нацеливание на Землю антенн аппаратуры связи, телеметрии, приемоответчика и бортового радиомаяка и поддержание теплового баланса путем регулирования ориентации относительно Солнца. Для этих целей обычно достаточна грубая ориентация.

в) Для навигации и наведения необходимо направлять поля зрения навигационных приборов на требуемый участок неба; ориентировать определенным образом ось тяги двигателя непосредственно перед его запуском для коррекции траектории или основного маневра.

Такое разнообразие возможных требований может привести к неразрешимым противоречиям. Иногда единственным выходом из такой ситуации является размещение легких приборов в кардановых подвесах, обеспечивающих, хотя бы частично, независимость углового положения этих приборов от углового положения КЛА.

Определение ориентации также может осуществляться различным образом:

а) Иногда приборы, воспринимающие излучение и требующие определенной ориентации, могут быть спроектированы таким образом, чтобы они сами отслеживали воспринимаемый поток излучения, выдавая в систему стабилизации сигналы, характеризующие отклонение ориентации от требуемой.

б) Для ориентации спутников Земли в качестве чувствительных элементов в большинстве случаев используются инфракрасные датчики горизонта, указывающие отклонение объекта от местной вертикали. Если использовать эти датчики совместно с гироскопическими хранителями направлений, то можно также обеспечить ориентацию КЛА вокруг вертикали в плоскости орбиты. Такая система аналогична земному гирокомпасу, причем маятник здесь заменен инфракрасным датчиком горизонта, а вместо вращения Земли используется орбитальное вращение.

в) База отсчета для ориентации небольших КЛА, посылаемых к Луне и другим планетам, наиболее часто осуществляется с помощью самонаводящегося отслеживателя Солнца, объединенного с отслеживателем звезды. С помощью первого достигается ориентация КЛА одной осью на Солнце. Чтобы второй мог захватить и затем отслеживать звезду, обеспечивая тем самым ориентацию аппарата вокруг направления на Солнце, оси

чувствительности отслеживателей могут быть разведены на заданный угол.

г) После того как требуемая ориентация КЛА достигнута, она может поддерживаться с помощью гироскопов, обнаруживающих отклонения от базы отсчета. Кроме того, гироскопы обеспечивают возможность точного измерения отклонений ориентации относительно установленной другими средствами.

Возмущающие моменты нарушают ориентацию КЛА и вызывают необходимость ее исправления с помощью системы стабилизации. Укажем основные причины возникновения возмущающих моментов.

— На легкие космические летательные аппараты могут неблагоприятно влиять относительно слабые силы, связанные с окружающей космической средой. Для космических летательных аппаратов с большими поверхностями, несимметричными относительно центра масс, существенный возмущающий момент вызывается давлением солнечного света. На легкие космические летательные аппараты может также влиять взаимодействие электрических контуров или других источников магнитного поля аппарата с полем Земли. Источниками возмущающих моментов считаются также электростатические силы, несимметричное атмосферное сопротивление и суммарное влияние микрометеороидов.

— Если космический летательный аппарат имеет вытянутую форму, то его главные моменты инерции сильно отличаются по величине. При полете вблизи массивных планет это может привести к сильному влиянию перепада гравитационных сил.

— Выбрасывание какой-либо массы всегда может возмущать ориентацию КЛА. Такая ситуация может, например, иметь место при дренаже паров криогенного топлива или окислителя, либо при уменьшении массы вследствие других потерь.

— Относительное ускорение масс внутри КЛА, вызываемое соответствующими моментами внутренних сил, приводит к перераспределению кинетического момента. Примерами являются изменение скорости бортовых вращающихся механизмов, накачка или плескание жидкостей, процесс выдвижения элементов солнечных батарей или антенн. На обитаемом КЛА (космическом корабле) к значительным возмущениям приводят перемещения членов экипажа.

Для создания моментов стабилизации, противодействующих упомянутым возмущениям, и для переориентации космического летательного аппарата может быть использован любой из следующих трех методов:

1. Пассивная, либо полупассивная стабилизация может осуществляться с помощью слабых сил, создаваемых космическим окружением. В ряде случаев саморегулирующиеся механизмы, использующие давление солнечного света, моменты магнитного поля или гравитационный градиент могут обеспечить хотя и сла-

бые, но часто достаточные восстанавливающие моменты для удовлетворительной стабилизации. Для демпфирования колебаний должно быть обеспечено соответствующее рассеивание энергии.

2. Стабилизация небольшими реактивными двигателями, размещенными таким образом, чтобы обеспечить подходящие пары моментов сил, основана на изменении кинетического момента вследствие выхлопа газа. Эти двигатели обычно имеют малую тягу и работают на химическом топливе или на «холодном» газе. Их конструкция допускает большое число включений, необходимое для стабилизации, которая осуществляется пульсирующим действием двигателей и характерна наличием предельного цикла колебаний относительно требуемой ориентации.

3. В системах с быстровращающимися тяжелыми массами управляющий момент достигается благодаря разгону (торможению) маховика или прецессии гироскопа, т. е. путем перераспределения кинетического момента внутри объекта управления. В отличие от указанных выше реактивных или ракетных систем здесь расходуется только электрическая энергия и длительность эксплуатации не ограничивается запасом рабочего тела на КЛА. Однако возможности таких систем ограничены в том смысле, что реально возможные скорости вращения тяжелого маховика и ротора гироскопа определяют максимальный кинетический момент системы. Вследствие этого такие системы не могут справиться с возмущениями, создающими большой импульс момента, и употребляются совместно с периодически используемыми реактивными двигателями стабилизации или другими средствами, создающими внешний момент, который как бы устраняет «насыщение» системы с быстровращающимися массами и возвращает ее в рабочий диапазон. Наконец, вращение самого космического летательного аппарата является хотя и простым, но часто достаточным средством стабилизации.

Проектирование систем управления ориентацией осложняется многими факторами. Предполагая, что КЛА является твердым телом, можно считать, что его движение описывается классическими уравнениями. Однако хотя теоретически и возможно предсказать вращательное движение космического летательного аппарата, обычная система стабилизации не может непосредственно обеспечить в один прием поворот космического аппарата на большой угол вокруг оси, не совпадающей ни с одной из главных осей инерции. Обычно оси, относительно которых действует момент, приблизительно совпадают с главными осями инерции, и существенные вращательные маневры осуществляются последовательно вокруг этих осей. По общему признанию такая система менее эффективна, чем система стабилизации, в которой поворот КЛА осуществлялся бы по кратчайшему пути благодаря приложению начального импульса вокруг необходимой оси. Этот импульс создавал бы вектор кинетического момента, поворачивающий космический летательный аппарат до требуемой ориен-

тации путем движения по инерции, а второй импульс мог бы остановить этот поворот.

Количество энергии, расходуемой на совершение вращательного маневра, находится в прямой зависимости от скорости его выполнения. Поэтому вместо того, чтобы вынуждать аппарат совершать повороты с большой скоростью, которую затем при достижении требуемой ориентации приходится погашать, проектанты, если это позволяет задача, выполняемая КЛА, стремятся к тому, чтобы большие повороты КЛА осуществлялись с очень малыми скоростями. Значительное количество жидкого топлива на КЛА также является осложняющим фактором. Реальные системы управления ориентацией не могут обеспечить измерения кинетического момента, обусловленного движением жидкого топлива относительно КЛА. И здесь теоретически наиболее эффективное использование управляющего момента не может быть достигнуто обычными системами управления ориентацией.

Реактивные рулевые двигатели характеризуются фиксированным уровнем тяги во время их работы, а также ограниченными допустимыми, с точки зрения износостойкости, числом и продолжительностью отдельных включений. Поскольку обычно величины возмущающих моментов меньше возможной величины управляющего момента, обеспечивается управление, приводящее к предельному циклу колебаний относительно требуемой ориентации. Оптимальным построением системы стабилизации минимизируется общее количество используемого реактивного топлива и число циклов включения и выключения двигателей.

УПРАВЛЕНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В АКТИВНОМ ПОЛЕТЕ (РЕГУЛИРОВАНИЕ ВЕКТОРА ТЯГИ)

В настоящем разделе рассматривается лишь одна сторона процесса управления тягой — регулирование ее ориентации, т. е. процесс исполнения команд системы наведения. Процесс выработки этих команд обсуждается в следующем разделе.

Регулирование направления тяги представляет собой замкнутый процесс, состоящий в стабилизации углового положения космического летательного аппарата при действии больших сил тяги, развиваемых основными двигателями, в приеме и исполнении управляющих команд на изменение ориентации ускорения, вызываемого работой двигателя, для совершения программного поворота или для наведения.

Обобщенная схема регулирования направления тяги представлена на рис. 2.4. В различных вариантах системы каждое ее звено может обладать одним или несколькими свойствами, указанными для него на схеме в виде отдельных пунктов, отмеченных точками. Для обеспечения устойчивого регулирования ориентации и угловой скорости аппарата при действии тяги необходима надлежащая обратная связь, которая и показана на

рисунке. Чтобы задавать направление тяги, необходимое для наведения, в схеме предусмотрен вход для соответствующих команд угловой ориентации.

Конкретные системы, обобщенная схема которых представлена на рис. 2.4, строятся с учетом различнейших ограничений. На рисунке перечислены типичные возможные варианты дина-

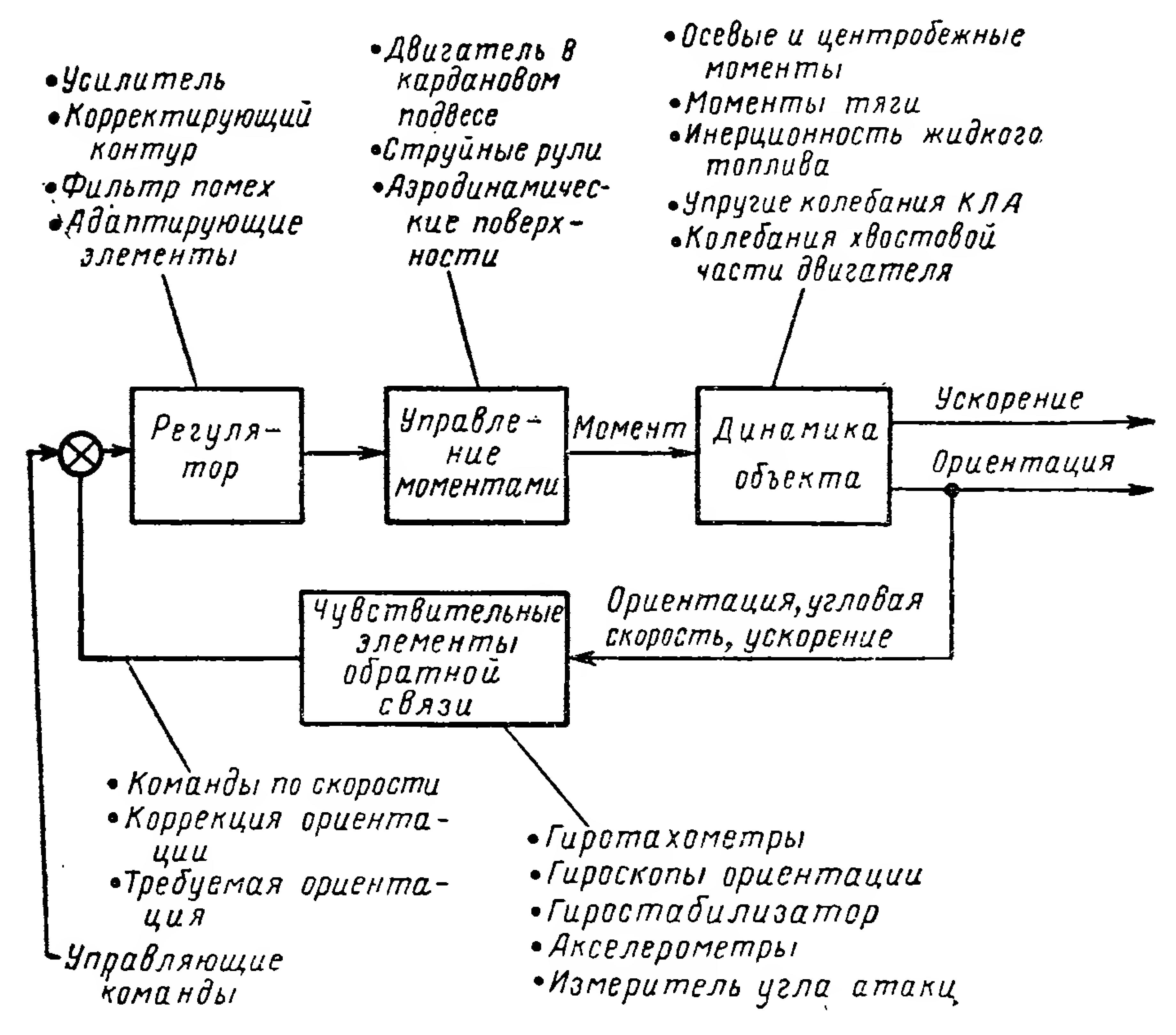


Рис. 2.4. Схема регулирования направления тяги

мических свойств КЛА и разновидности устройств, вырабатывающих управляющий момент. Большинство характеристик аппарата не только существенно нелинейны, но и переменны во времени, а также взаимосвязаны. Проектирование осложняется к тому же необходимостью ограничения динамических реакций аппарата на входные сигналы и возмущения, ибо допустимые угловые ускорения, углы атаки и другие переменные зависят от возможностей конструкции и управляемости объекта. Все эти обстоятельства, а также обычные проблемы, относящиеся к надежности, весу, стоимости и т. д., весьма затрудняют проектирование.

УПРАВЛЕНИЕ ПОСТУПАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КЛА В АКТИВНОМ ПОЛЕТЕ

Процесс управления поступательным движением включает в себя наведение и регулирование.

Наведение — это процесс, в котором путем измерений и вычислений вырабатываются сигналы, поступающие в системы регулирования направления и величины тяги и задающие объекту вектор ускорения в соответствии с желаемой траекторией его полета. Регулирование величины тяги двигателя, который чаще всего не дросселируется, осуществляется путем подачи команд на его включение и выключение.

Наведение с помощью наземного сопровождения

Управление активным полетом некоторых ранних американских баллистических ракет, а также обычных ракет-носителей КЛА осуществлялось с помощью наземного сопровождения и радиокомандных линий наведения (рис. 2.5). Этот вид наведения характеризуется непрерывным контролем с Земли координат и скорости на активных участках траектории, радиокомандами на соответствующее изменение направления тяги и, наконец, радиокомандой на отсечку двигателя. Весьма существенно, что для осуществления метода объект должен иметь на борту базовую систему отсчета ориентации. На рис. 2.5 это иллюстрируется наличием обратной связи по ориентации, осуществляемой, например, с помощью гироскопов. Обратная связь является частью системы регулирования направления тяги.

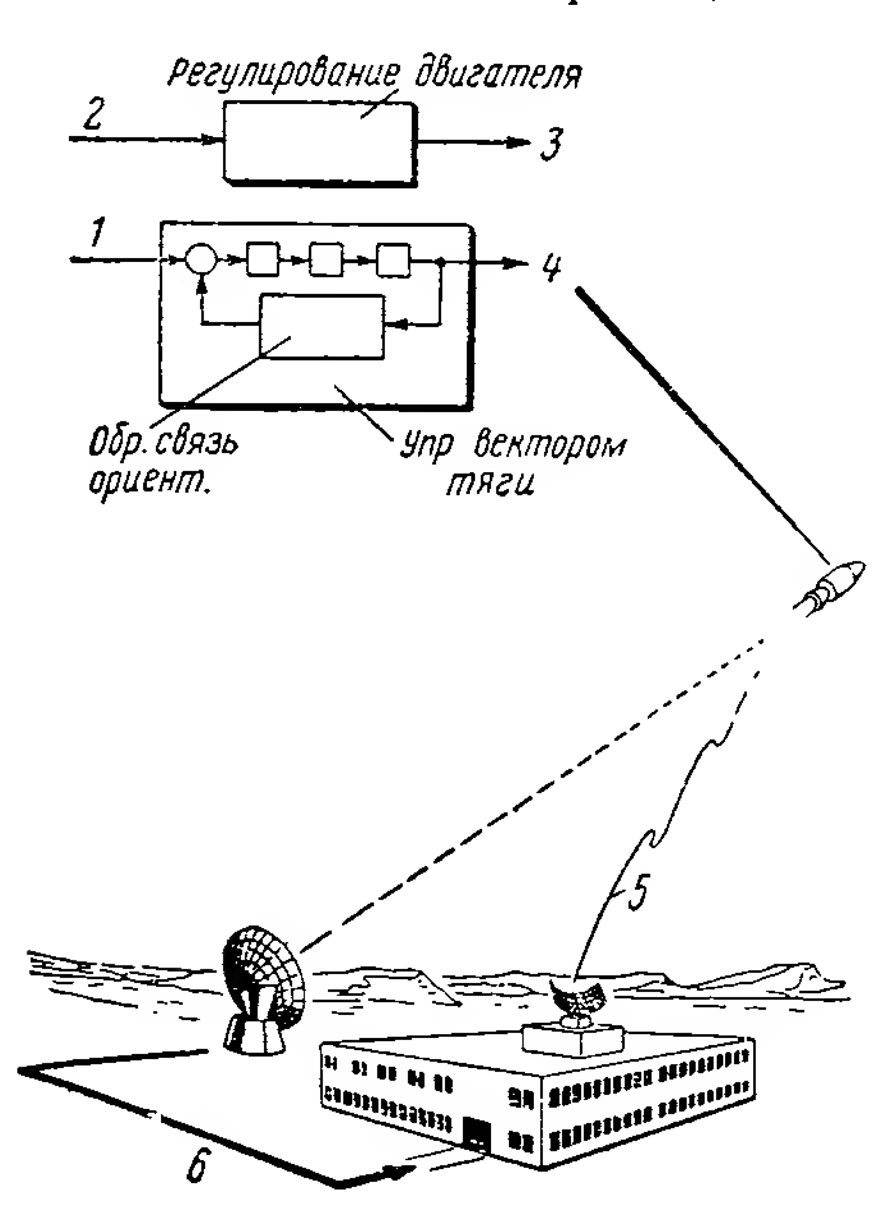


Рис. 2.5. Наведение с помощью радиокоманд:

1 — команды ориентации; *2* — команды величины тяги; *3* — ускорение, обусловленное тягой; *4* — направление тяги; *5* — командная линия связи; *6* — данные сопровождения

Если объект находится вдали от Земли, то имеет место запаздывание, связанное с необходимостью более длительного сглаживания сигналов сопровождения, содержащих помехи, и с конечной скоростью распространения электромаг-

нитных волн. Для космических летательных аппаратов, находящихся в далеком космосе и требующих коррекции умеренной точности с кратковременным включением двигателя, эти запаздывания несущественны, поскольку команды с Земли необходимы только для указания направления тяги и длительности ее действия. Однако для точных маневров большой продолжительности такое наведение не может гарантировать достаточной точности реализации заданного приращения вектора скорости. Вместе с тем, вследствие запаздываний эффективность коррекции с помощью замкнутого контура, использующего наземное сопровождение, для объектов, находящихся вдали от Земли, сомнительна. В этих случаях инерциальное наведение является единственным практически осуществимым методом управления активным полетом.

Автономное инерциальное наведение

Инерциальное наведение (рис. 2.6) основывается на измерении параметров движения космического летательного аппарата с помощью автономных средств, действие которых не основано на восприятии какого-либо излучения. В любой инерциальной системе наведения осуществляются три типа измерений, для каждого из которых используются свои приборы: а) при измерении угловой скорости или направления используются гироскопические приборы, б) при измерении линейного ускорения — подвешенные инертные массы в акселерометрах, в) при измерении времени — прецизионные источники стабилизированной частоты.

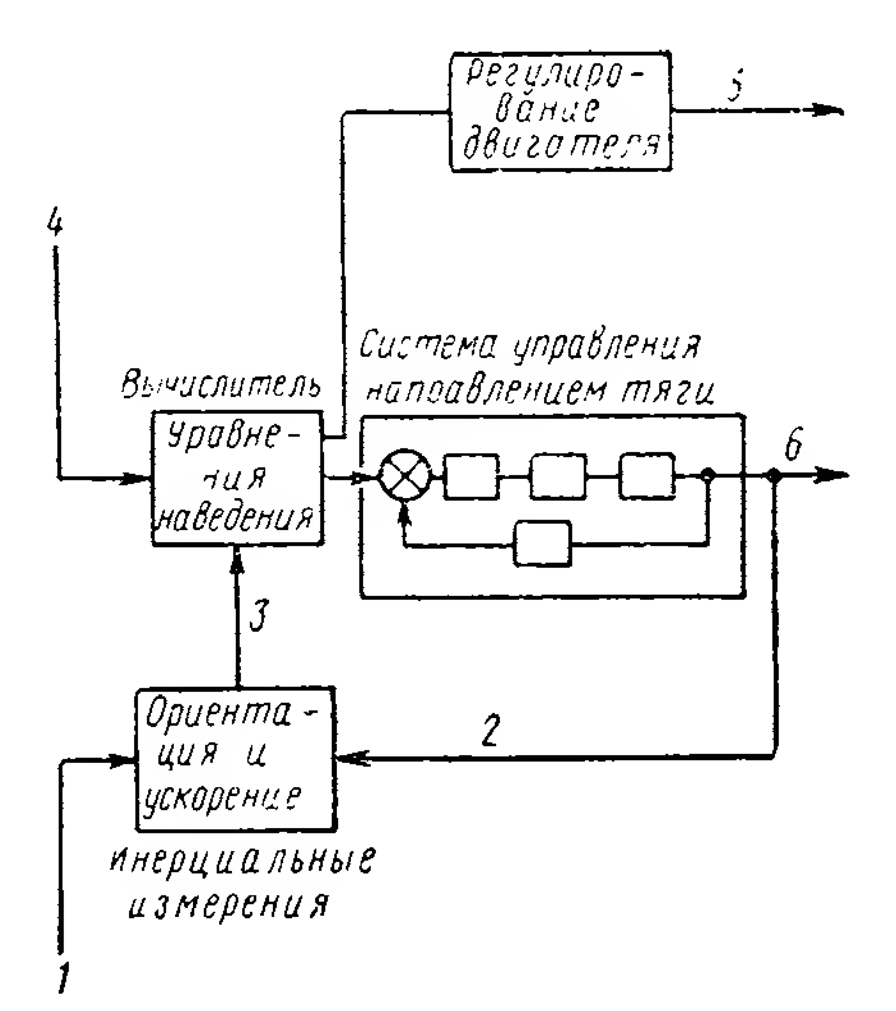


Рис. 2.6. Схема инерциального наведения:

1 — начальная ориентация; 2 — движение объекта; 3 — время, угловая скорость и ускорение; 4 — начальные условия от системы навигации; 5 — ускорение, обусловленное тягой; 6 — направление тяги

Интегрирование по времени измеренного в определенном направлении ускорения при надлежащем учете известного гравитационного поля является сущностью навигационной части инерциального наведения. Эти операции выполняются вычислительным устройством; в результате вырабатываются управляющие корректирующие команды системе регулирования направления тяги. В связи с тем, что инерциальные системы наведения описанного типа определяют координаты и скорости

3*

объекта путем интегрирования, требуется точное знание начальных значений этих величин для момента, предшествующего активному полету. Начальные значения координат места и скорости КЛА получаются перед активным полетом от системы навигации. Данные о начальной ориентации поступают от системы регулирования ориентации или непосредственно путем визирования звезд.

Хорошо известной проблемой инерциального наведения является наличие накапливающихся со временем погрешностей ориентации и навигационных данных. Обработка в вычислителе данных гироскопических приборов, содержащих погрешности, называемые обычно уходами гироскопов, приводит к погрешности в ориентации задаваемого системой ускорения. Если измерение составляющих ускорения осуществляется с погрешностями, то это вносит погрешности как в величину, так и в направление измеренного вектора ускорения, а также в задаваемую продолжительность работы двигателя. Однако благодаря тому, что точные инерциальные приборы требуются для наведения и навигации объектов военного назначения, их совершенство достигло по существу значительно более высокого уровня, чем это необходимо для наведения космических летательных аппаратов на активных участках траектории. Требования к точности инерциального наведения КЛА могут быть несколько ослаблены по той причине, что возникающие вследствие ошибок наведения погрешности траектории могут быть в дальнейшем измерены навигационными методами и скорректированы путем последующего включения двигателя на короткое время.

По-видимому, уместно рассмотреть последние утверждения применительно к двум типам двигателей, которые несомненно будут созданы в будущем. Первым является ионный двигатель малой тяги, имеющий высокий удельный импульс. В этом случае из-за малой удельной тяги потребуется длительная — измеряемая неделями — работа двигателя. На активных участках такой продолжительности чисто инерциальное наведение, в котором не используются периодические внешние навигационные измерения, было бы неприемлемо, даже при идеально точном выполнении самих инерциальных измерений. Инерциальная система не может почувствовать отклонений траектории от прогнозируемой, вызванных недостаточным знанием гравитационных сил. Поэтому требуются периодические навигационные измерения с помощью автономных или наземных средств. Вряд ли нужно делать эти навигационные сверки более часто, чем это требуется при свободном полете космических летательных аппаратов с обычными двигателями на химическом топливе.

Второй тип силовой установки будущего — это ядерный ракетный двигатель высокой тяги, обеспечивающий более мощный суммарный импульс. Включение такого двигателя на продолжительное время позволит достичь более высоких межпланетных

скоростей, чем это возможно при использовании обычных двигателей на химическом топливе. В результате продолжительность космического полета уменьшится. Хотя на активных участках траектории придется измерять большие приращения скорости, решительное уменьшение времени последующего полета позволит сократить требования к точности измерений при сохранении тех же точностей достижения планет или точности выведения на орбиту.

ГЛАВА 2.2. ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ, НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К КОСМИЧЕСКОМУ КОРАБЛЮ «АПОЛЛОН»

Обширные исследования и технические разработки, проводившиеся в течение последних четырех лет по проекту «Аполлон», целью которого является полет человека на Луну, позволили глубже проникнуть в сущность проблемы космических полетов. В настоящей главе на примере космического корабля «Аполлон» рассматриваются специфические задачи наведения, навигации и стабилизации.

Общая схема полета космического корабля «Аполлон» изображена на рис. 2.7. Утолщенные линии, соответствующие коротким участкам маневров, отделены друг от друга более тонкими и более длинными линиями, относящимися к участкам свободного полета. Для того чтобы более наглядно показать особенности отдельных этапов полета, на этом рисунке, а также на последующих траектории намеренно искажены. Номера участков траектории, изображенной на рис. 2.7, указывают этапы, на которые разделяется весь полет. На стартовой позиции осуществляется сборка корабля. Предстартовый этап (рис. 2.8) включает в себя сложные и напряженные работы, имеющие целью подготовить оборудование к полету и проверить его. Автоматическая контрольно-проверочная аппаратура, работающая по специальной программе, осуществляет исчерпывающие проверки основных систем. Проверка продолжается во время непосредственной подготовки старта (по графику готовностей). Представляют интерес операции подготовки двух систем наведения, функционирующих во время выведения корабля на орбиту спутника Земли. Аппаратура наведения ракеты-носителя «Сатурн», размещенная в его приборном отсеке, управляет полетом носителя. Аппаратура космического корабля «Аполлон», размещенная в его командном модуле, обеспечивает во время

выведения на околоземную орбиту контроль работы системы наведения «Сатурна». В этом же модуле в специальных защитных креслах лежат члены экипажа (три человека). Аппаратура третьей системы наведения, размещенной в экспедиционном модуле, используется позднее, вблизи Луны. Сам экспедиционный модуль находится внутри специального предохранительного переходника.

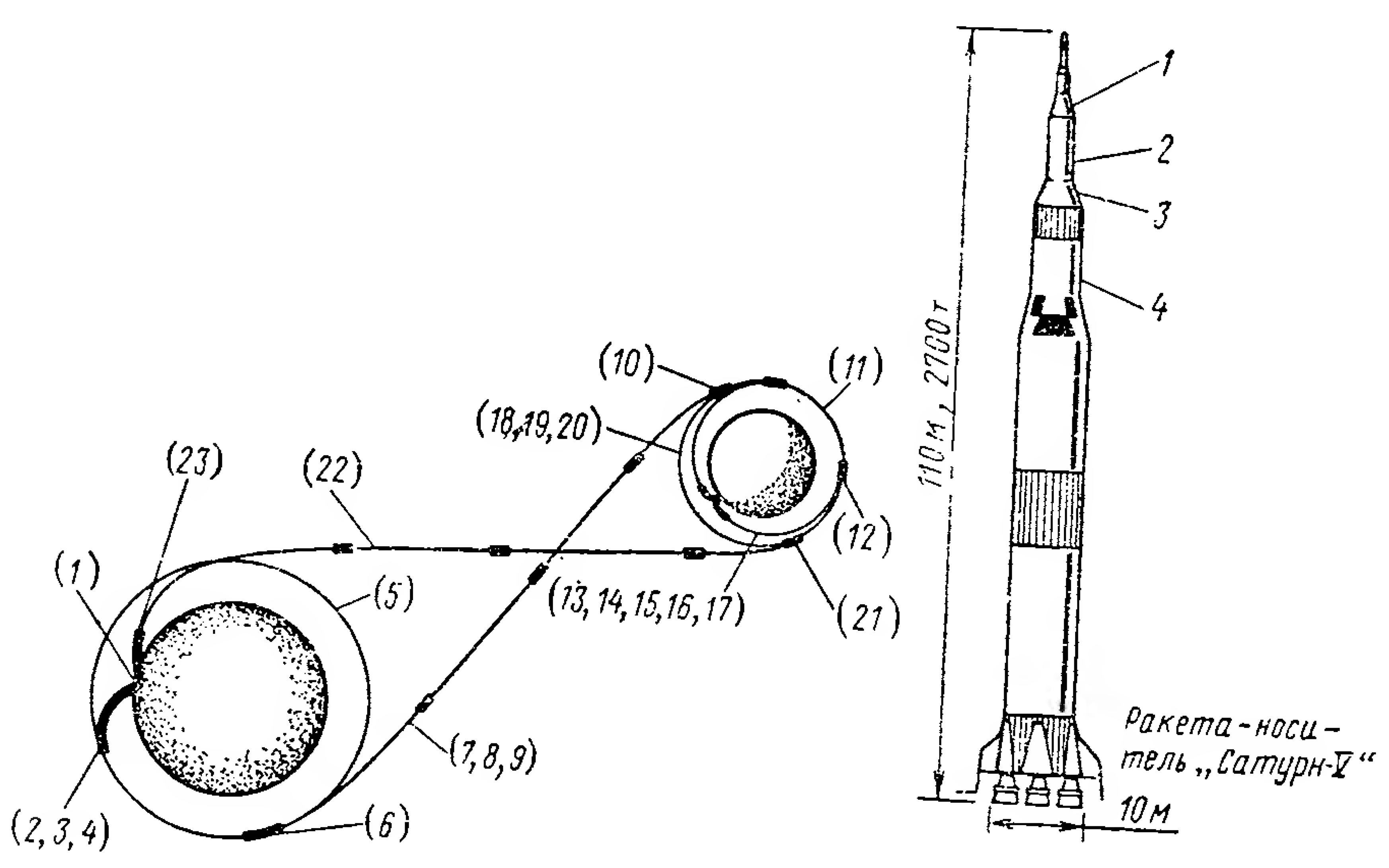


Рис. 2.7. Общая схема полета космического корабля «Аполлон»:

1 — предстартовый этап; *2, 3, 4* — выведение на орбиту спутника Земли; *5* — орбита спутника Земли; *6* — выведение на траекторию перелета к Луне; *7, 8, 9* — перелет к Луне; *10* — выведение на орбиту спутника Луны; *11* — орбита спутника Луны; *12* — выведение на орбиту снижения; *13, 14, 15, 16, 17* — спуск и прилунение; *18, 19, 20* — подъем и встреча; *21* — выведение на траекторию перелета к Земле; *22* — перелет к Земле; *23* — вход в земную атмосферу и приземление

Рис. 2.8. Этап 1 — предстартовый:

1 — командный модуль «Аполлона»; *2* — двигательный модуль «Аполлона»; *3* — экспедиционный модуль «Аполлона» (внутри переходника); *4* — приборный отсек «Сатурна»

Во время предстартовой подготовки в системы наведения вводятся начальные условия (координаты, скорость, задачи полета, константы траектории, меняющиеся в зависимости от предполагаемого момента старта), осуществляется выставка гиросистем. Для ввода начальных условий наземная аппаратура сообщается непосредственно с вычислителями «Сатурна» и командного модуля «Аполлона». Чувствительным элементам обеих инерциальных систем придается одинаковая ориентация относительно вертикали и в азимуте. Для вертикализации используется маятниковая коррекция. Азимутальная наводка «Сатурна» осуществляется оптически при помощи регулируемой призмы, установленной на гиростабилизированной платформе. Необходимые измерения производятся с Земли. Азимутальная

наводка «Аполлона» осуществляется космонавтами. Удержание азимута обеспечивается с помощью гирокомпасного эффекта. В период отсчета времени готовности обе системы привязаны к системе координат, фиксированной относительно Земли. Непосредственно перед стартом по специальным сигналам обе системы одновременно осуществляют переход к инерциальной системе координат, которая используется в полете.

В начале вертикального полета объект поворачивается вокруг продольной оси из положения «азимут пуска» в положение «азимут полета по траектории». Далее по командам системы наведения начинается поворот по тангажу. Программа его выбирается заранее при проектировании из условия безопасного прохождения зоны высокой аэродинамической нагрузки, для чего углы атаки минимизируются. На этом этапе полета для управления поступательным движением объекта сигналы акселерометров не используются. Управление ориентацией и направлением тяги достигается поворотом в шарнирных подвесах четырех внешних двигателей первой ступени. Всего первая ступень содержит 5 двигателей «F-1» с общей тягой 34.000.000 ньютонов. Ориентацией объекта управляют таким образом, чтобы углы атаки не превышали предельно допустимых, для чего, в частности, используются акселерометры, оси чувствительности которых перпендикулярны продольной оси ракеты. Для обеспечения устойчивости учитываются явления упругого изгиба, плескания топлива и аэродинамические нагрузки, для чего используются надлежащим образом размещенные чувствительные элементы и подходящие схемы регулирования.

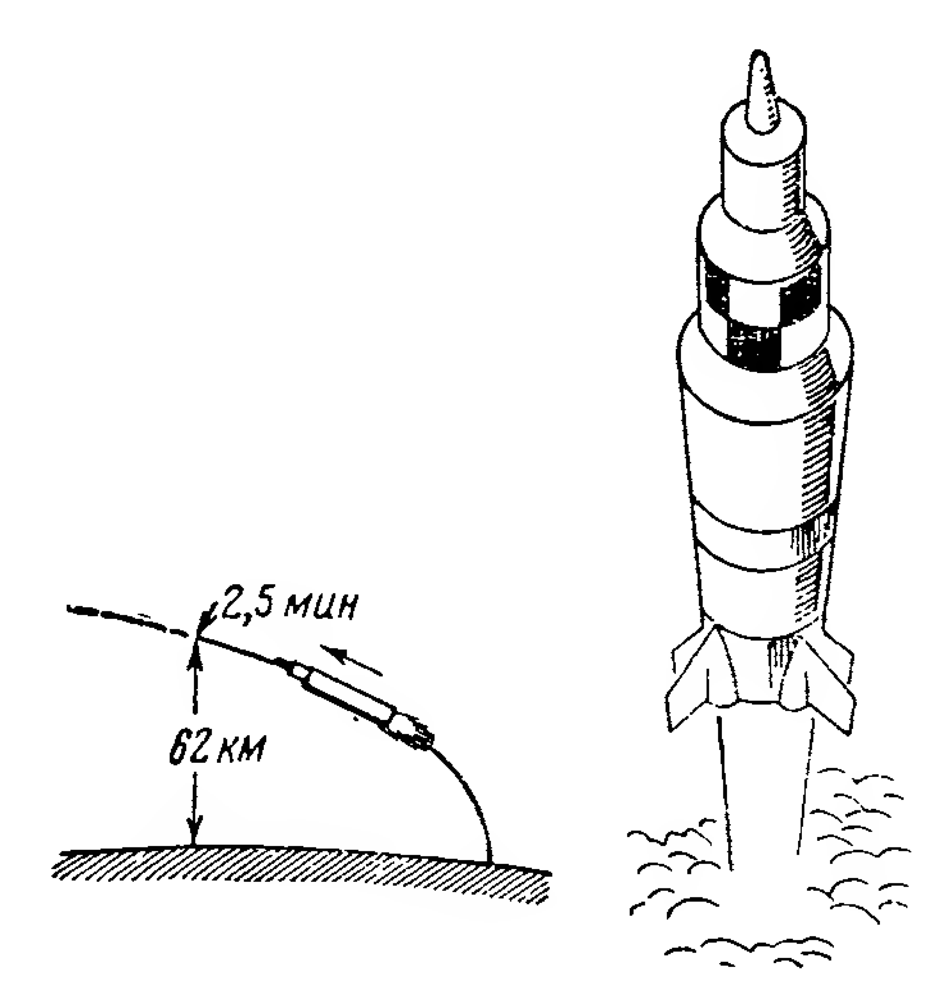


Рис. 2.9. Этап 2 — выведение на орбиту спутника Земли — первая ступень

Системы наведения «Сатурна» и командного модуля «Аполлона» непрерывно измеряют параметры движения и вычисляют местоположение и скорость объекта. Кроме того, в системе наведения «Аполлона» сравниваются фактические параметры движения с ожидаемыми, которые получаются решением уравнений системы управления «Сатурна». Результат сравнения поступает на специальный указатель. С помощью этого указателя, а также многих других чувствительных элементов и указывающих устройств экипаж контролирует ход полета. В случае аварийной

ситуации, обнаружить которую экипажу помогают соответствующие критерии, он может включить систему аварийного спасения. Эта система представляет собой ракету, прикрепленную специальной фермой к вершине командного модуля. Она предназначена для быстрого отделения командного модуля от остальной части объекта в направлении полета. Раскрывающиеся позднее парашюты служат для приземления. В случае нормального полета двигатели первой ступени работают почти до полного выгорания топлива, что контролируется измерителями уровня топлива. Затем дается команда на выключение двигателей.

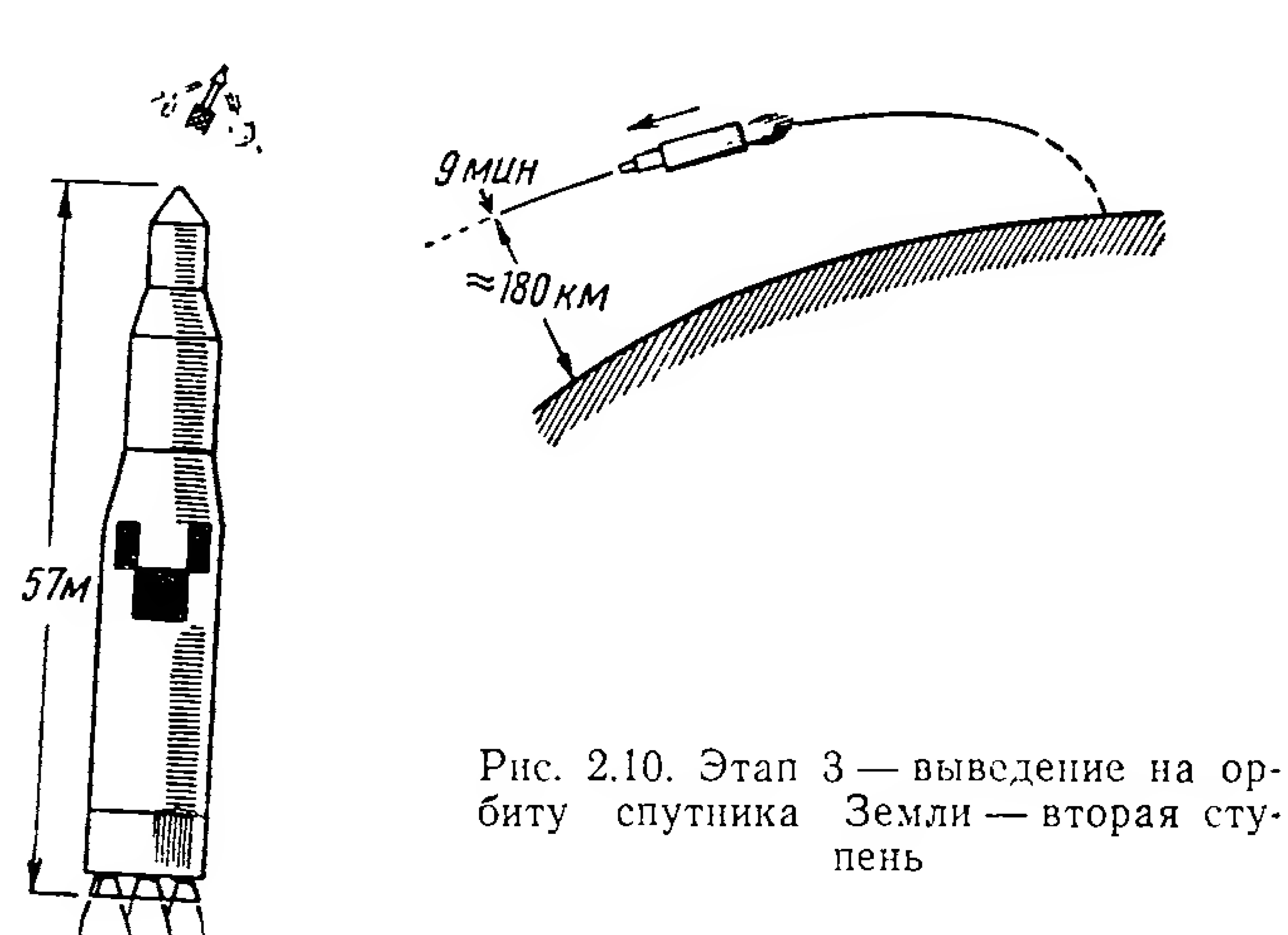


Рис. 2.10. Этап 3 — выведение на орбиту спутника Земли — вторая ступень

После того как воздушная подушка топливных баков займет нормальное положение, включаются двигатели второй ступени (рис. 2.10). Вскоре после этого объект выходит из атмосферы, вследствие чего аэродинамическая нагрузка уменьшается до нуля. В это время система аварийного спасения сбрасывается. Теперь аварийное возвращение в случае необходимости осуществляется с помощью двигательной установки двигательного модуля, сообщающей командному модулю ускорение относительно остальной части объекта. Поскольку в период работы второй ступени аэродинамическая нагрузка уже не играет роли, с этого времени система наведения «Сатурна» управляет движением объекта так, чтобы обеспечить условия для выведения объекта на желаемую орбиту. При этом используются уравнения наведения, обеспечивающие выведение с минимальными затратами топлива. Регулирование ориентации корабля и направления тяги достигается поворотом четырех внешних двигателей второй ступени (всего вторая ступень, т. е. ступень «S-II», содержит пять двигателей «J-2» с тягой 4.500.000 ньютонов). При работе второй ступени система наведения командного модуля «Аполлона» продолжает вычислять местоположение и скорость объекта. Си-

стема вычисляет также и передает на указатели некоторые другие параметры полета, необходимые экипажу для контроля, а, кроме того, — время свободного полета до входа в атмосферу и соответствующее максимальное значение ускорения при входе в атмосферу. Это позволяет экипажу судить о наличии условий, допускающих аварийное возвращение.

Третья ступень (рис. 2.11), именуемая также «SNB», имеет один основной двигатель «J-2» с тягой 900 000 ньютонов. Для обеспечения возможности регулирования направления тяги он помещен в карданов подвес. Управление креном на третьей ступени осуществляется с помощью нескольких неподвижно закрепленных двигателей малой тяги (по 670 ньютонов). Система наведения «Сатурна» продолжает управление объектом, пока он не достигнет орбитальной высоты и скорости. После этого основной двигатель третьей ступени выключается.

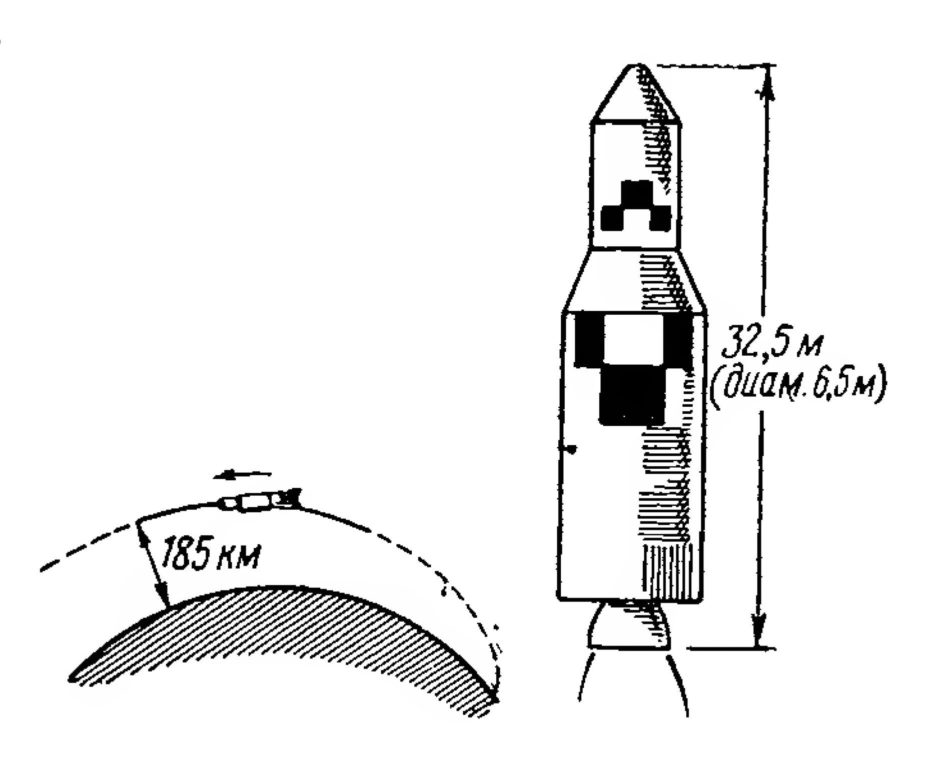


Рис. 2.11. Этап 4 — выведение на орбиту спутника Земли — третья ступень

Если при работе второй или третьей ступеней экипаж обнаружит, что система наведения «Сатурна» не выполняет своих функций, то он может передать управление объектом системе наведения командного модуля «Аполлона». Предполагается при этом, что полет к цели может быть продолжен. Если неполадки окажутся более серьезными и потребуется аварийное возвращение, для него придется использовать двигательную установку двигательного модуля «Аполлона». Для этого случая в вычислительном устройстве «Аполлона» запрограммировано несколько траекторий аварийного возвращения: а) немедленное аварийное возвращение на Землю, б) возвращение в заданный район посадки, в) аварийный вывод на орбиту для дальнейшего возвращения на Землю. Выключение двигателя третьей ступени происходит почти на круговой орбите спустя примерно 12 *мин* после старта на высоте 185 *км*. При движении по орбите спутника Земли (рис. 2.12) космический корабль «Аполлон» еще пристыкован к третьей ступени «Сатурна». Система управления «Сатурна» обеспечивает ориентацию объекта путем подачи команд на включение и выключение двух малых жестко установленных двигателей, используемых для управления тангажом, и четырех других двигателей, воздействующих в основном на крен и рыскание.

Навигационные данные наземного сопровождения, получаемые сетью наземных станций обеспечения пилотируемых полетов,

могут использоваться для уточнения координат и скорости, вырабатываемых системой навигации «Сатурна», и для передачи навигационной информации в систему управления «Аполлона». Экипаж «Аполлона» может также осуществлять автономные измерения, определяя эфемериды путем визирования ориентира или горизонта и используя для этого специальную оптическую

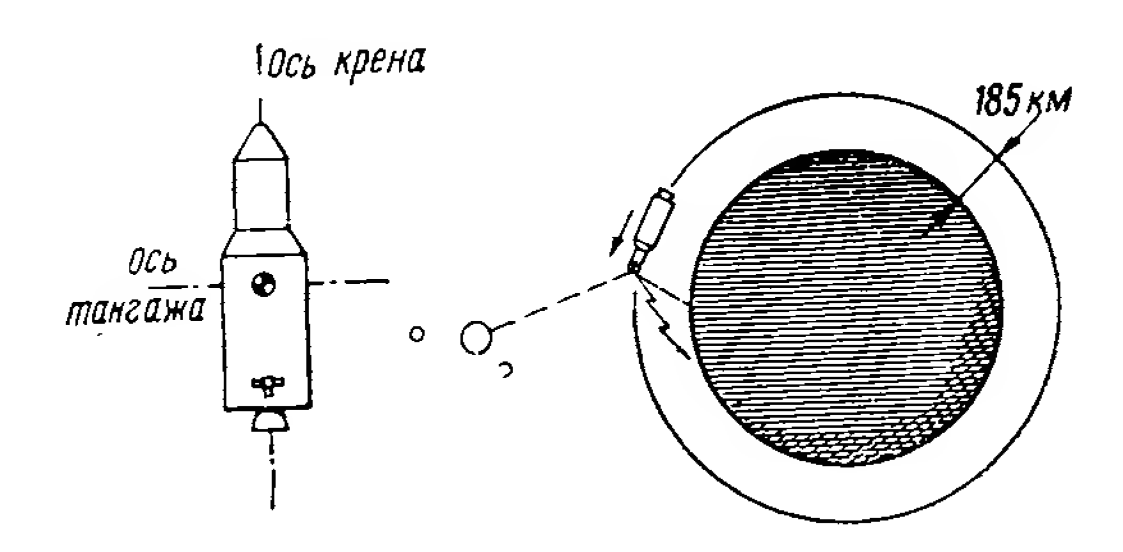


Рис. 2.12. Этап 5 — на орбите спутника Земли

систему. С помощью последней в дальнейшем осуществляется также корректировка гироприборов путем визирования звезд. Для этих измерений экипаж имеет возможность вручную управлять ориентацией объекта через соответствующие системы «Сатурна». Обычно для одновременного попадания в поле зрения оптической системы звезды и Земли требуются небольшие маневры по крену. В автономные навигационные измерения «Аполлона» входит также измерение ускорения, возникающего при продувке баков третьей ступени, заполненных охлажденными компонентами. Движение по орбите вокруг Земли продолжается обычно несколько часов, пока экипаж не даст команду соответствующей системе «Сатурна» начать в ближайший подходящий момент времени выведение на траекторию полета к Луне. До начала выведения определяются начальные условия и осуществляется начальная ориентация объекта.

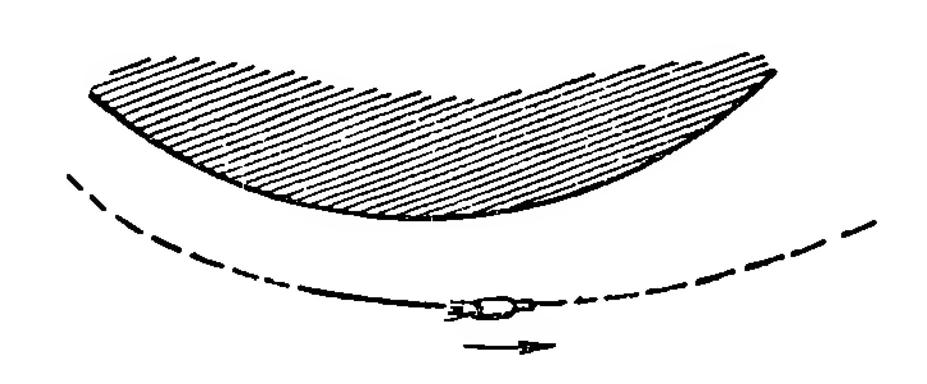


Рис. 2.13. Этап 6 — выведение на траекторию перелета к Луне

Для выведения корабля на траекторию полета к Луне (рис. 2.13) вторично включается двигательная установка третьей ступени «Сатурна», чему предшествует, разумеется, специальный маневр для придания топливу нормального положения в баке. Система наведения и стабилизации «Сатурна» снова обеспечивает необходимое управление ориентацией корабля и регулирование направления тяги, в результате чего достигается скорость, близкая ко второй космической, и заданная траекто-

рия. В целях безопасности экипажа эта траектория выбирается такой, чтобы при номинальном движении без дополнительного включения двигательной установки объект пролетал за Луной и возвращался к Земле с параметрами, соответствующими условиям входа в земную атмосферу («траектория пассивного возвращения»).

Для контроля со стороны экипажа система наведения «Аполлона», как и ранее, независимо от системы наведения «Сатурна», определяет соответствующие параметры и передает их на указатели. Непрерывно уточняются местоположение и скорость. Разумеется, если указатели свидетельствуют о наличии больших погрешностей выведения, это еще не означает, что система наведения «Сатурна» неисправна, поскольку расхождение может быть обусловлено неисправностью системы наведения «Аполлона». Распознание неисправностей системы может быть осуществлено либо с помощью другого имеющегося указателя, либо с помощью информации наземного сопровождения, ретранслированной экипажу. Если обнаружено, что система наведения «Сатурна» неисправна, то управление может быть передано соответствующей системе «Аполлона» и полет может быть продолжен по ранее намеченной программе. Маневр выведения на траекторию полета к Луне продолжается немногим более 5 *мин*, затем дается команда на окончательное выключение двигателя третьей ступени.

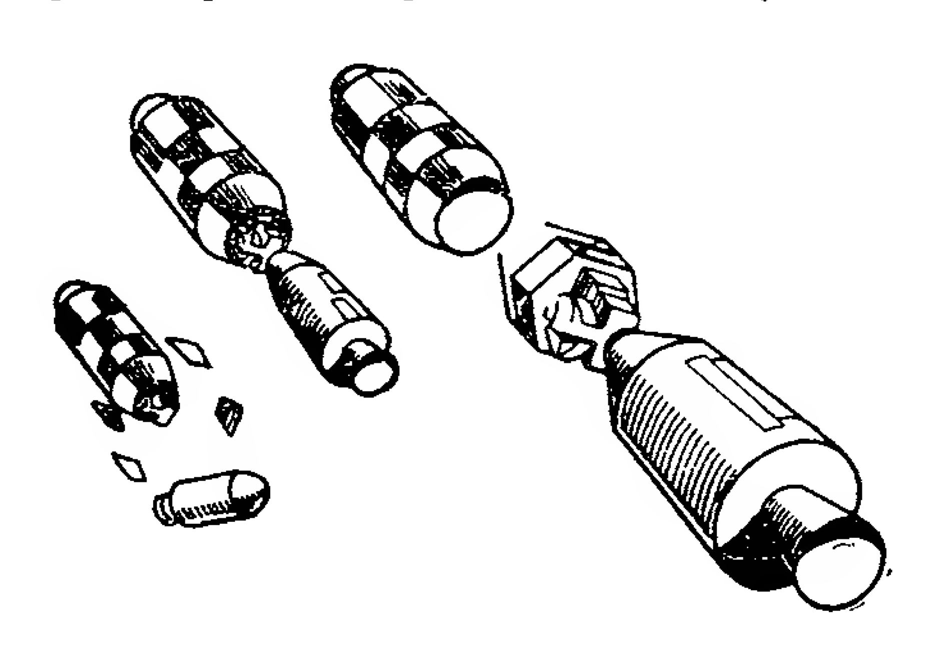
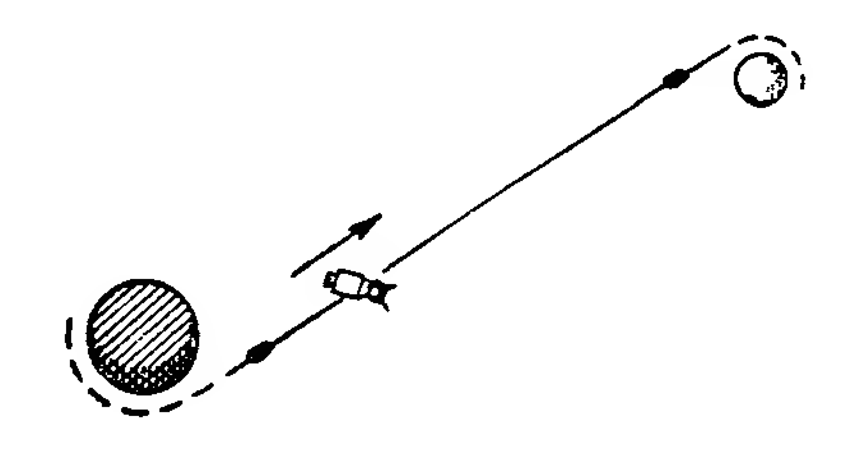


Рис. 2.14. Этап 7 — перестроение и стыковка

После выведения на траекторию полета к Луне объект должен быть перемонтирован (рис. 2.14) для выполнения последующих операций, для чего командный и двигательный модули отделяются от экспедиционного, находящегося внутри переходника впереди третьей ступени «Сатурна». Затем происходит разворот командно-двигательной части с последующей пристыковкой ее к экспедиционному модулю. Перемонтированием управляет летчик-космонавт с помощью двух рукояток, каждой — с тремя степенями свободы объекта. Одна из рукояток — для левой руки — управляет поступательным движением, другая — для правой руки — вращательным. В результате движения рукояток создаются сигналы, которые после обработки управляют соответствующим образом включением и выключением шестнадцати рулевых реактивных двигателей малой тяги. На поворот рукоятки поступательного движения система нормально реагирует пропорциональным изменением ускорения в соответствующем

направлении, а на поворот рукоятки вращательного движения — пропорциональным изменением угловой скорости вокруг соответствующей оси.

Во время разделения и разворота двигательно-командной части система стабилизации третьей ступени удерживает ориентацию экспедиционного модуля неизменной. Это упрощает пристыковку командного модуля к стыковочному люку экспедиционного модуля. Далее третья ступень, приборный отсек «Сатурна» и переходник, предохранявший экспедиционный модуль, отделяются и космический корабль, состоящий из командного,



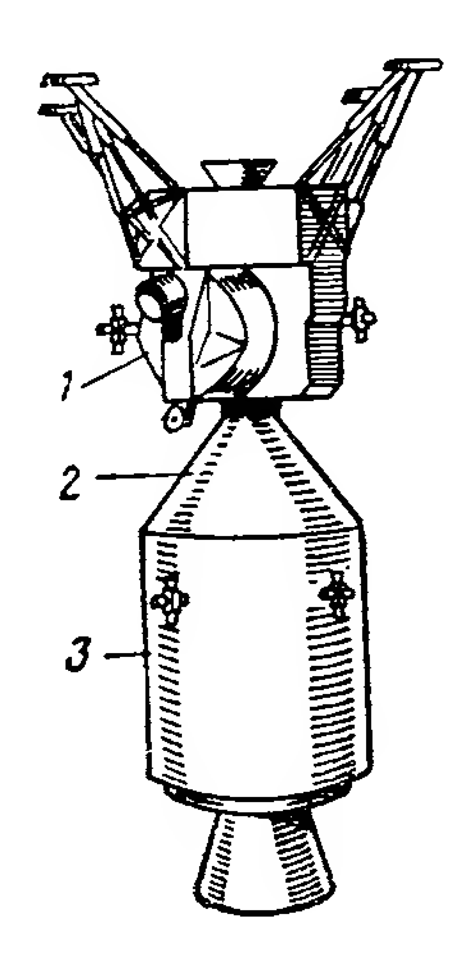


Рис. 2.15. Этап 8 — свободный полет от Земли к Луне:
1 — экспедиционный модуль; 2 — командный модуль; 3 — двигательный модуль.

экспедиционного и двигательного модулей, продолжает полет к Луне (рис. 2.15). Стыковка полностью заканчивается менее чем через 6,5 *часа* после отрыва объекта от стартового стола.

После этого продолжается полет к Луне. Управление ориентацией осуществляется с помощью шестнадцати реактивных рулевых (управляющих) двигателей, установленных в двигательном модуле. Тяга каждого — 445 ньютонов. Система наведения используется только во время коррекций.

Для выявления отклонений параметров движения от желаемых вскоре после выведения на траекторию полета к Луне осуществляются навигационные измерения и их обработка. Данные обработки могут показать необходимость раннего корректирующего маневра, имеющего целью исправить погрешности траектории полета, пока они не достигли большой величины, и тем самым избежать лишнего расхода топлива.

После того как осуществлена первая коррекция (вероятно, спустя примерно два часа после выведения), навигационная деятельность на борту космического корабля может быть продолжена в более спокойном темпе. Данные наземного сопровождения могут передаваться на корабль в любое пригодное для этого

время. Используя наземные данные или данные, полученные от бортового секстанта путем измерений, например, угла между направлениями на ориентир и звезду, либо те и другие данные вместе, вычислительное устройство может корректировать найденный ранее вектор кинематического состояния космического корабля, т. е. его местоположение и скорость. Прежде чем данные, поступающие с Земли или от автономных измерителей, будут использованы для коррекции определенного ранее вектора кинематического состояния космического корабля, может быть

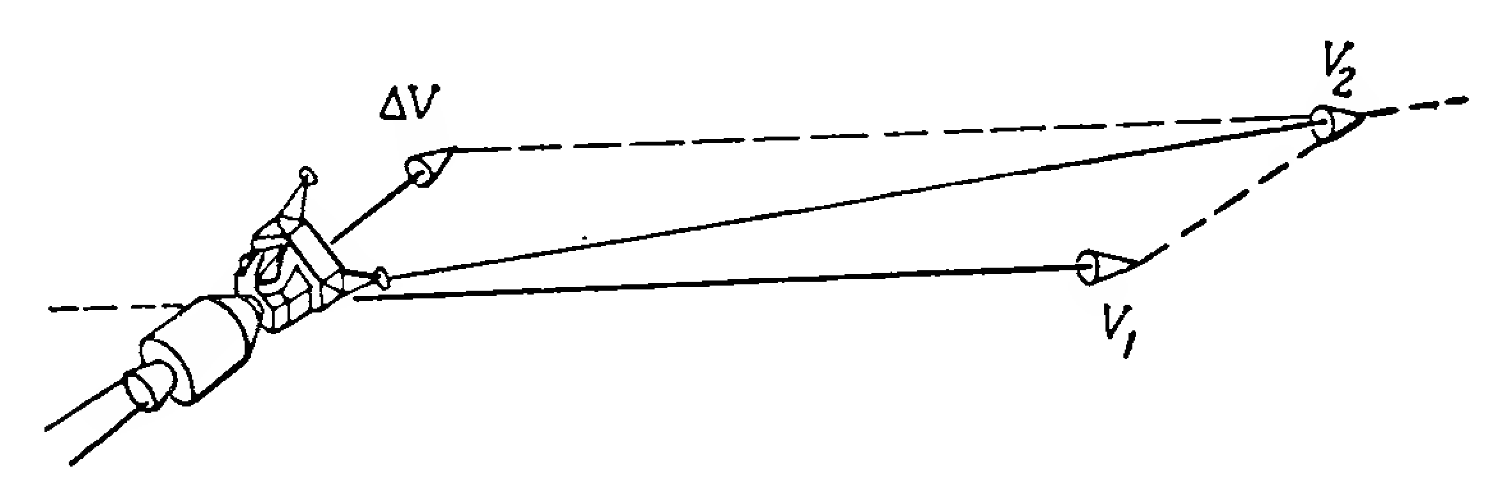


Рис. 2.16. Этап 9 — коррекция при полете от Земли к Луне

проверена их пригодность путем вычисления предполагаемого по этим данным изменения вектора кинематического состояния. Благодаря этой операции, осуществляемой штурманом-космонавтом с помощью вычислительного устройства, влияние промахов при сборе или передаче данных может быть сведено к минимуму.

Периодически штурман будет проверять выдаваемую вычислительным устройством оценку точности знания координат и скорости космического корабля, а также оценку величины корректирующего импульса, необходимого для улучшения траектории. Если координаты и скорость известны достаточно точно, а величина необходимого корректирующего импульса достаточно велика для того, чтобы имело смысл его реализовать, экипаж готовится к коррекции. Чтобы направление тяги совпало с направлением, вдоль которого необходимо развить ускорение, перед каждой коррекцией требуется начальное ориентирование космического корабля. После того как корабль нацелен, включается двигатель. При этом система наведения осуществляет соответствующие измерения и управление. Использование системы наведения требует выставки инерциальных измерителей, которая осуществляется путем оптического визирования направлений на звезды.

Ожидается, что типичные коррекции скорости (рис. 2.16) при полете от Земли к Луне будут иметь величину порядка 10 *м* в секунду. Если окажется, что требуется малый импульс, его можно будет создать малыми рулевыми двигателями. Более значительные импульсы будут прикладываться путем включения на короткое время основной двигательной установки двигательного

модуля. Предполагается, что на траектории полета к Луне потребуется три коррекции скорости. Направление и величина каждого корректирующего импульса выбираются таким образом, чтобы при вхождении космического корабля в сферу тяготения Луны плоскость его полета, а также высота траектории в ближайшей к Луне точке (перилуний) оказались близкими к расчетным, обеспечивающими удовлетворительные условия для выведения корабля на орбиту спутника Луны.

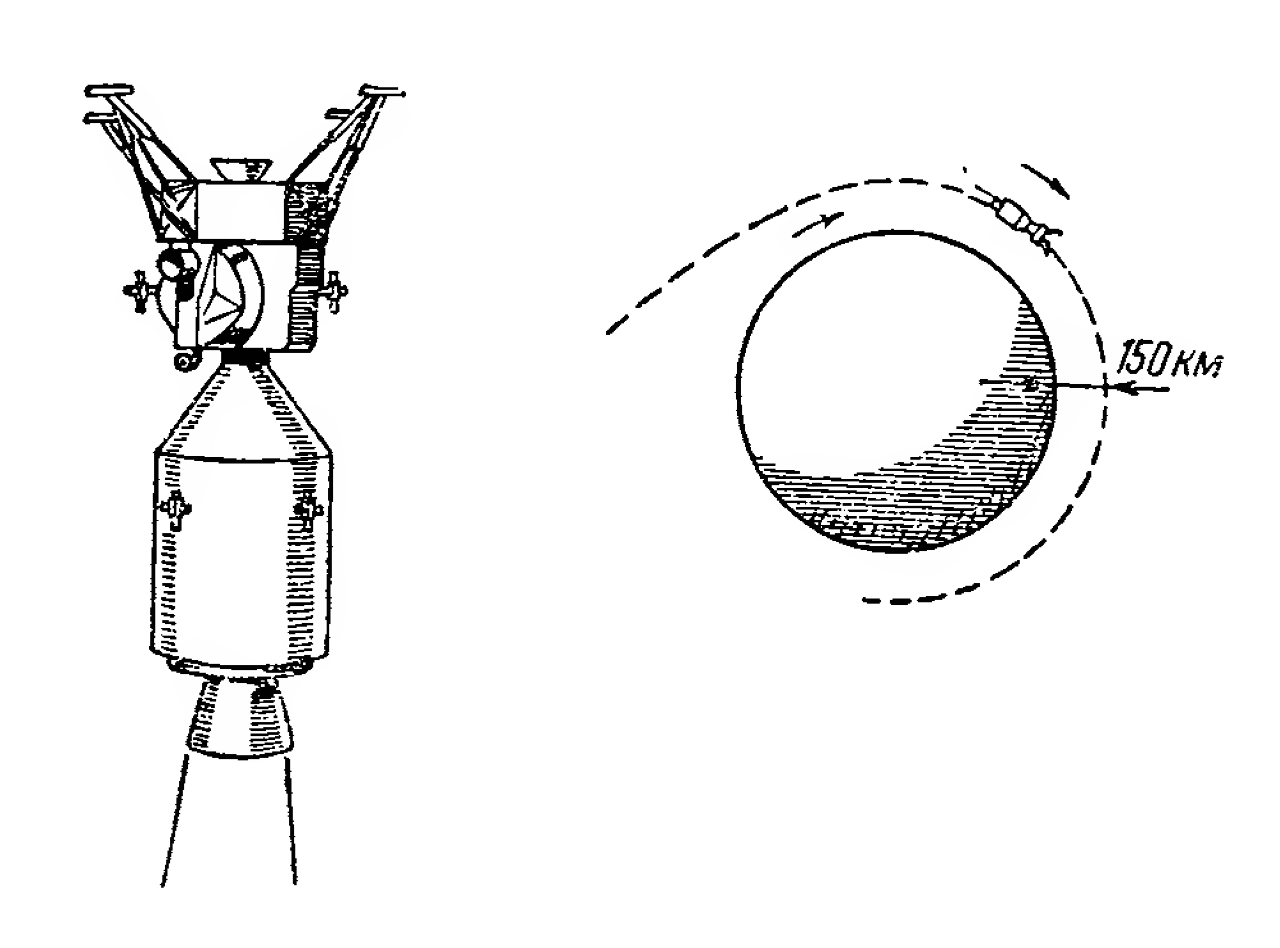


Рис. 2.17. Этап 10 — выведение на орбиту спутника Луны

Перед выведением на орбиту спутника Луны (рис. 2.17), как и перед любым другим активным изменением скорости, совершаемым с помощью двигателей двигательного модуля, инерциальная система наведения ориентируется путем визирования звезд. Затем система наведения вырабатывает начальные условия и требуемую ориентацию корабля, исходя из результатов навигационных измерений места и скорости корабля, а также из предъявляемых к маневру требований. Система наведения дает команду на включение двигателя, управляет надлежащим образом направлением ускорения и по завершении маневра дает команду на выключение двигателя. Тяга двигателя равна 98 000 ньютонов. Управление ориентацией корабля и направлением тяги по тангажу и рысканию осуществляется поворотами основного двигателя в кардановом подвесе, а по крену — с помощью рулевых двигателей. Маневр предполагает выведение космического корабля на почти круговую орбиту высотой приблизительно 150 *км*. Плоскость полета выбирается таким образом, чтобы орбита проходила над районом прилунения на видимой стороне Луны.

Для уточнения параметров орбитального движения на орбите спутника Луны (рис. 2.18) осуществляются навигационные измерения. Данные этих измерений обрабатываются вычислительным устройством, которое работает при этом почти по такой же программе, как и при полете от Земли к Луне. Имеется несколько источников навигационных данных. Автономное определение направлений на лунные ориентиры и на лунный горизонт, а также данные наземного сопровождения, передаваемые на корабль, аналогичны результатам измерений при полете по орбите спутника Земли. Отсутствие атмосферы облегчает измерение времени покрытия известных звезд лунным диском. Период обращения может быть определен путем измерения времени между двумя последовательными пролетами над одним и тем же ориентиром или измерением времени между двумя последовательными покрытиями одной и той же звезды. Измерений должно быть достаточно, чтобы обеспечить точные начальные условия для работы системы наведения экспедиционного модуля, управляющей спуском на лунную поверхность. До отделения экспедиционного модуля предполагаемый район прилунения исследуется экипажем с помощью оптики командного модуля, дающей увеличенное изображение. В это время путем определения направления на конкретный ориентир на поверхности Луны можно привязать предполагаемое место прилунения к содержащимся в вычислительном устройстве эфемеридам существующей орбиты. Эти конкретные координаты прилунения становятся частью начальных условий, поступающих в систему наведения экспедиционного модуля из командного.

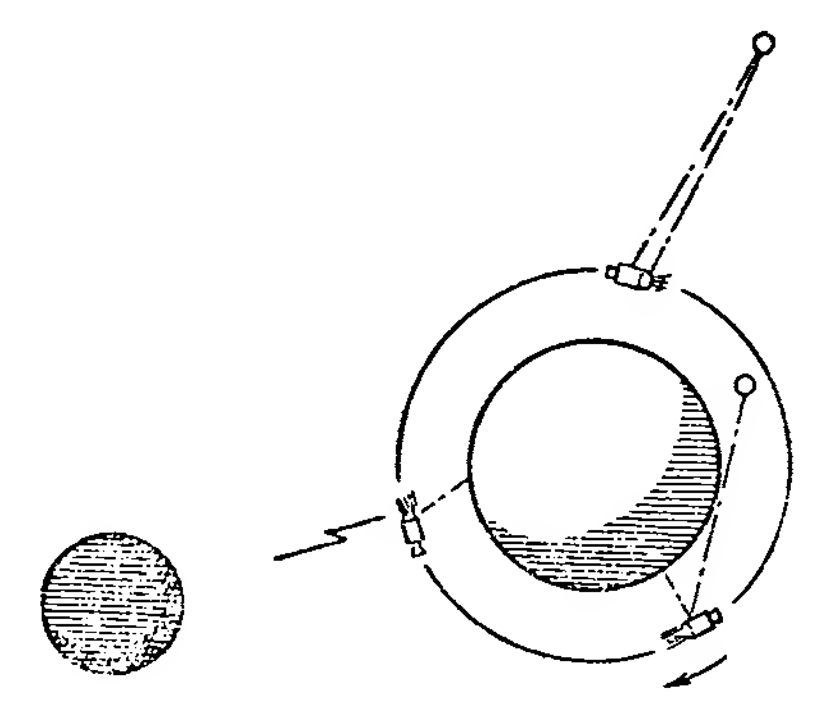


Рис. 2.18. Этап 11 — на орбите спутника Луны

После того как два члена экипажа переберутся в экспедиционный модуль и последний отделится от остальной части космического корабля (командного и двигательного модулей), оставшийся в командном модуле космонавт будет продолжать навигационные измерения. Эти измерения необходимы для обеспечения высокой точности вычисления местоположения и скорости командного и двигательного модулей. До отделения экспедиционного модуля его система наведения будет включена, выставлена и проверена. Как уже говорилось, от командного модуля она получит начальные условия. Примерно за двадцать минут до начала спуска экспедиционный модуль отделяется от остальной части космического корабля, его система наведения окончательно выставляется по звездам, затем производится

ориентирование модуля для осуществления маневра выведения на орбиту спуска. Для этого маневра (рис. 2.19) используется двигатель спуска экспедиционного модуля, управляемый систе-

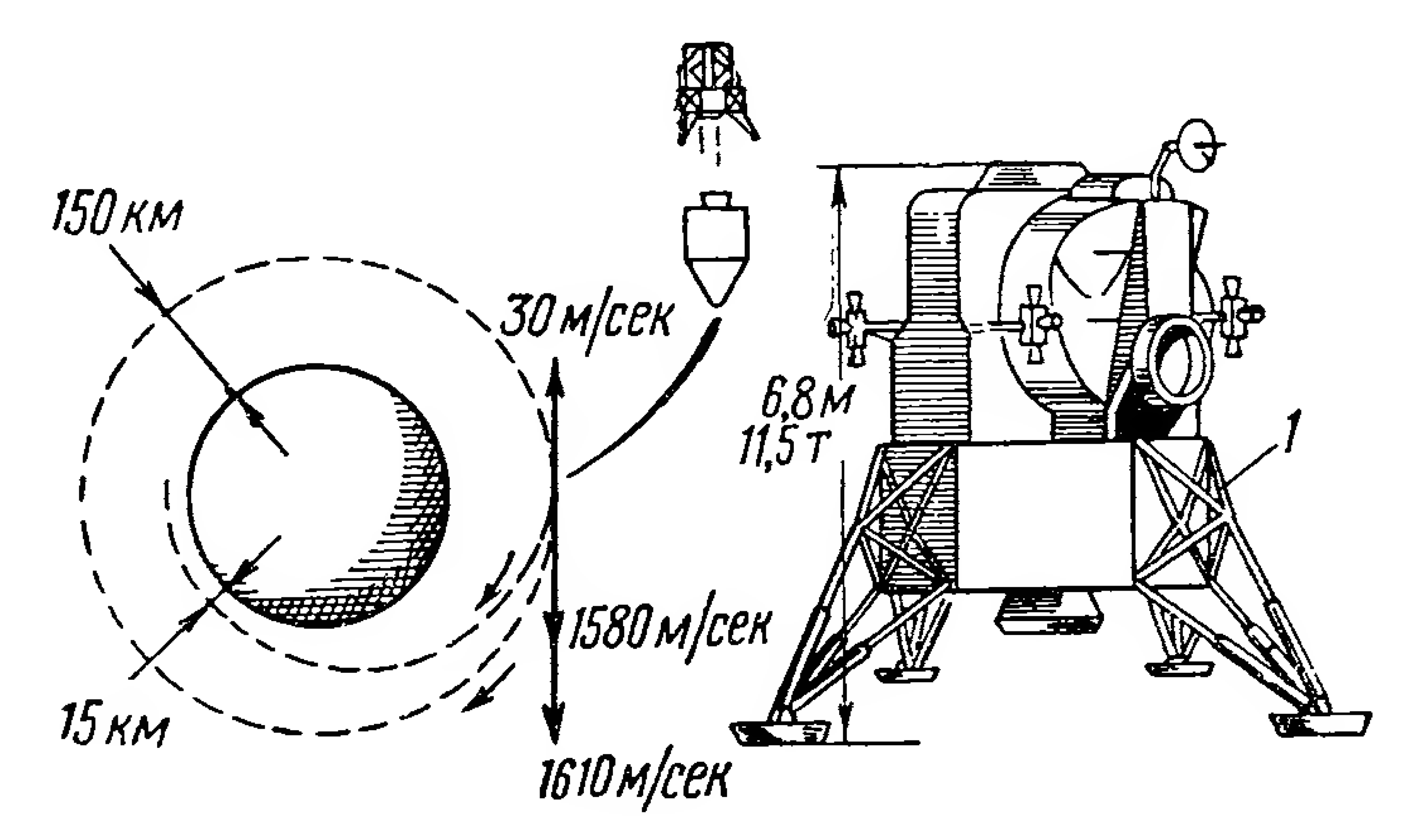


Рис. 2.19. Этап 12 — выведение экспедиционного модуля на орбиту снижения:
1 — экспедиционный модуль

мой наведения. Максимальная тяга двигателя равна 46 000 ньютонов. При кратковременной работе двигателя для проверки его работоспособности осуществляется пробное дросселирование.

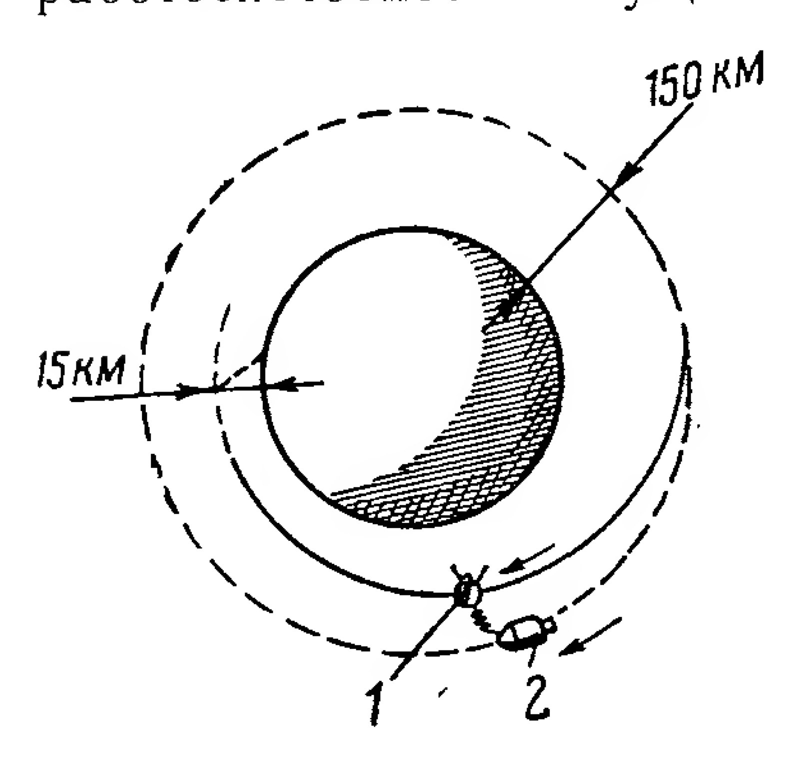


Рис. 2.20. Этап 13 — свободный полет экспедиционного модуля на орбите снижения:
1 — экспедиционный модуль; 2 — командный модуль

Маневр снижения состоит в уменьшении орбитальной скорости, равной 1600 *м/сек*, на 30 *м/сек*, в результате чего (рис. 2.20) экспедиционный модуль попадает на орбиту, близкую к орбите перехода Хомана с высотой периселения 15 *км*. (Наименьшая высота над поверхностью Луны.) При этом время начала маневра выбирается таким образом, чтобы точка Луны под периселением находилась в пределах 370 *км* от места окончательного прилунения.

Для уточнения траектории экспедиционного модуля относительно командного оставшийся в командном модуле космонавт может осуществлять измерение угловых координат направления на экспедиционный модуль в периоды свободного движения последнего. Для участка траектории, не заслоняемого Луной, независимый контроль может осуществляться наземными средствами сопровождения. На соот-

ветствующих участках свободного полета по орбите снижения в экспедиционном модуле осуществляется проверка его радиолокационного оборудования. Способность радиолокатора встреч определять направления и дальность проверяется с помощью ответчика командного модуля. Данные этих контрольных измерений используются также вычислителем экспедиционного модуля для дополнительной выверки орбиты снижения. На меньших высотах посадочный радар, расположенный на ступени спуска экспедиционного модуля, включается для проверки по сигналу, отражаемому с поверхности Луны. Может быть также уточнена ориентация приборов системы наведения экспедиционного модуля. Спуск может контролироваться с командного модуля, продолжающего полет по круговой орбите вокруг Луны. Для этого используются система сопровождения и бортовой счислитель.

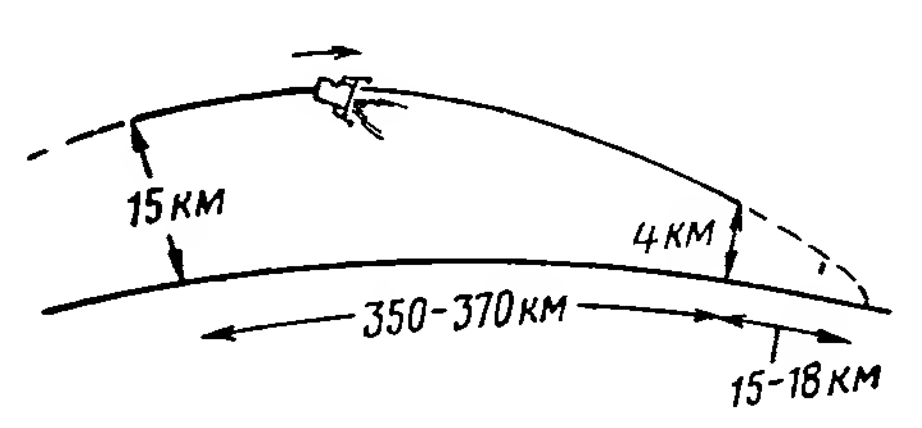


Рис. 2.21. Этап 14 — торможение экспедиционного модуля при снижении

Когда экспедиционный модуль приближается к периселению (высота 15 *км*), по сигналам системы наведения осуществляется ориентация корабля, необходимая для последующего торможения. Этап торможения (рис. 2.21) начинается в периселении. Двигатель спуска включается повторно и начинается маневр уменьшения скорости и высоты, управляемый системой наведения экспедиционного модуля. Для наведения используются данные инерциальных измерителей, а на более низких высотах — также некоторые данные радара. Величина тяги регулируется в большом диапазоне, необходимом для обеспечения начального торможения и управляемого зависания над поверхностью Луны. Регулирование величины тяги, обеспечивающее надлежащее управление траекторией, осуществляется по командам системы наведения. Однако по желанию пилот может взять управление тягой на себя.

Регулирование направления тяги при спуске достигается благодаря действию рулевых двигателей, неподвижно закрепленных на корабле, и поворотам на небольшие углы основного двигателя в его кардановом подвесе. Основной двигатель поворачивается по командам системы наведения так, чтобы направление тяги проходило через центр тяжести объекта. Этот контур управления действует сравнительно медленно. Благодаря поворотам основного двигателя уменьшается расход топлива рулевыми двигателями. На всех этапах спуска контролируется работа различных систем. По ряду причин может быть совершено аварийное возвращение. Если при этом основная система наведения, осуществляющая управление спуском, сама работает удовлетво-

рительно, то она будет управлять аварийным возвращением для стыковки с остальными отсеками. Если основная система наведения отказала, то управление возвращением в район стыковки будет осуществлять более простая резервная система наведения.

Если полет протекает нормально, этап торможения продолжается до тех пор, пока высота не уменьшится до величины порядка 4 *км*. Затем наступает этап окончательного сближения с поверхностью Луны (рис. 2.22). Этот этап имеет одну важную особенность: расчетная траектория движения здесь выбирается так, чтобы экипаж экспедиционного модуля видел район прилунения. Ориентация корабля, скорость спуска и направление полета остаются практически постоянными, так что точка прилунения, к которой направляет корабль система наведения, кажется экипажу фиксированной относительно иллюминатора. Предполагаемая точка прилунения определяется с помощью простой шкалы, совмещенной с иллюминатором, и находится против деления шкалы, указываемого индикатором вычислительного устройства. Если пилот обнаружит, что рельеф задаваемого индикатором района прилунения менее удовлетворителен для посадки, чем близлежащие районы, то он может выбрать новую точку прилунения. Для этого он с помощью ручного управления поворачивает модуль вокруг направления действия тяги до тех пор, пока шкала не накроет эту точку, и извещает об этом вычислительное устройство нажатием кнопки «цель». Затем пилот считывает по шкале координату выбранной точки посадки и посылает ее в вычислительное устройство, а система наведения выбирает соответствующую новую траекторию. Раннее изменение района прилунения способствует более экономному расходованию топлива. Изменение района прилунения может осуществляться и во время зависания. Расход топлива при этом существенно увеличится.

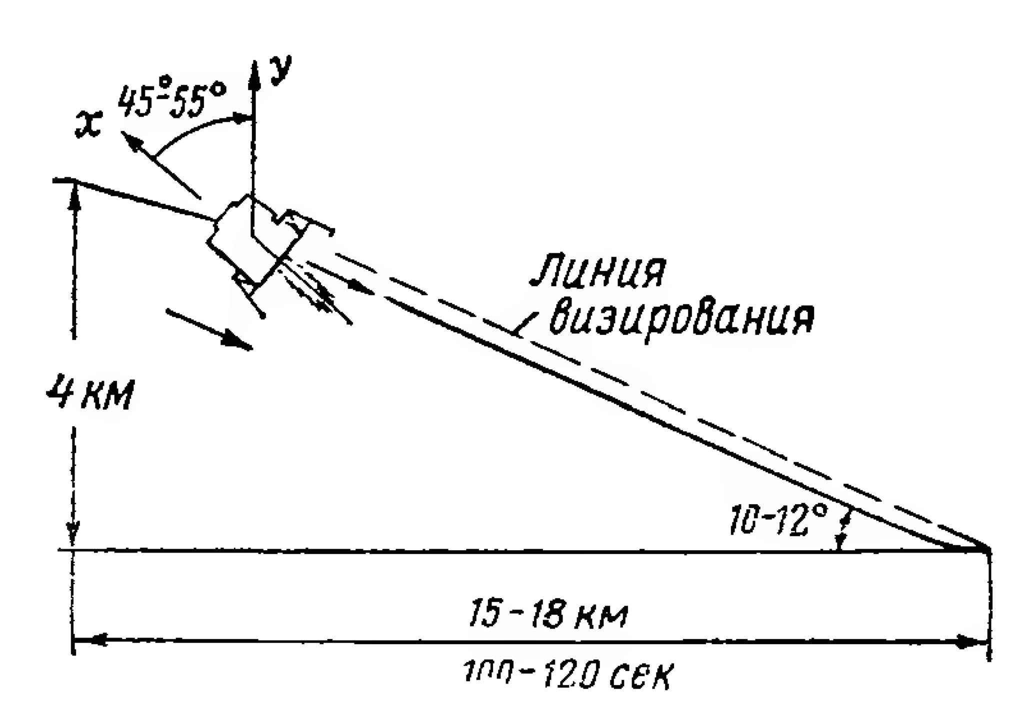


Рис. 2.22. Этап 15 — окончательное сближение экспедиционного модуля с Луной. Двигатель дросселируется почти до 2 *м/сек*²

При автоматическом управлении наведением на конечном этапе используется совокупность данных от инерциальных датчиков и радара посадки. Эти данные принимаются в расчет с весами, зависящими от ожидаемых погрешностей соответствующих измерений. Радар обеспечивает измерение высоты и допплеровское измерение трех компонент скорости экспедиционного модуля относительно лунной поверхности, посылая излучения в

трех направлениях. В любой момент прилунения пилот может взять на себя частичное или полное управление модулем. Например, один из смешанных методов управления предполагает автоматическое управление скоростью уменьшения высоты путем регулирования величины тяги и ручное управление ориентацией для маневрирования в горизонтальной плоскости.

Этап окончательного сближения заканчивается недалеко от лунной поверхности, после чего начинается этап зависания. На этом этапе возможны различные начальные высоты и скорости

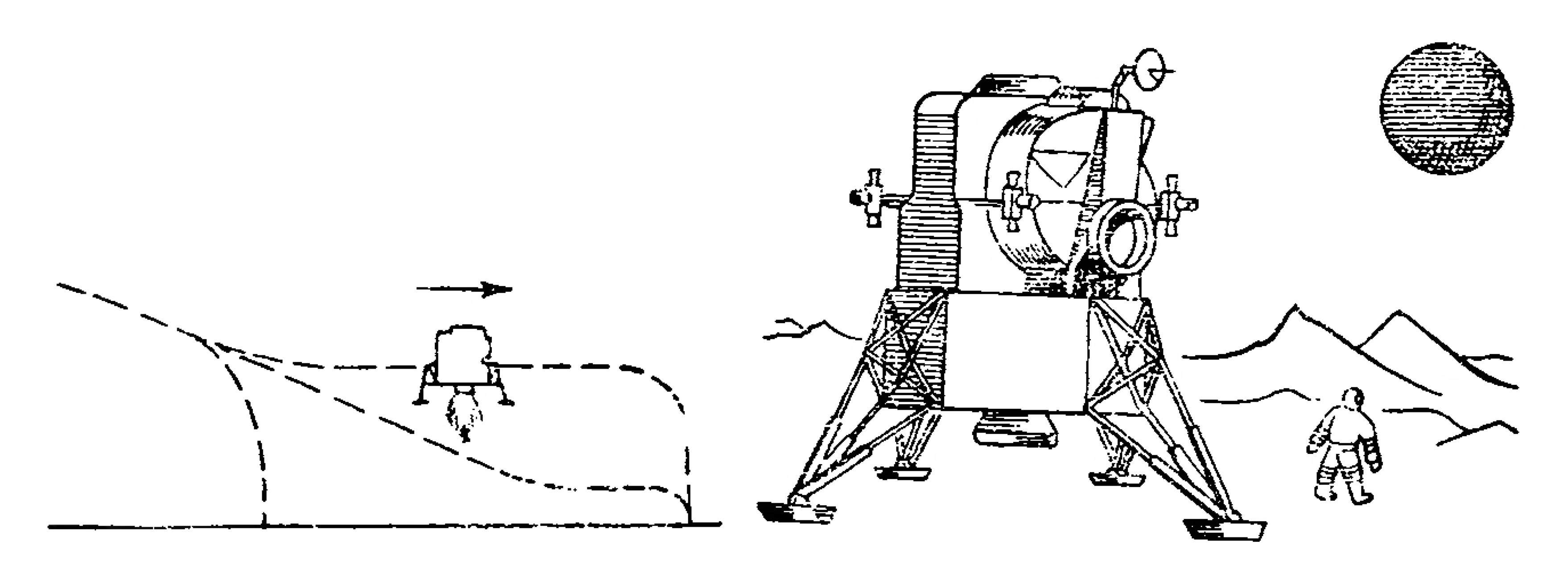


Рис. 2.23. Этап 16 — прилунение

Рис. 2.24. Этап 17 — на Луне

в направлении полета; они определяются основными правилами экспедиции, выбором пилота и программой вычислительного устройства. Последнюю, однако, еще предстоит рассмотреть. Запаса топлива посадочной ступени хватает примерно на две минуты зависания, после чего должно быть совершено прилунение или должен нажаться аварийный подъем. Экипаж выбирает окончательное место прилунения и маневр сближения с ним, выполняемый путем изменения наклона объекта или путем включения рулевых двигателей. Вычисляемые инерциальной системой высота и скорость уточняются радиолокатором посадки, так что когда момент прилунения уже близок (рис. 2.23), инерциальные приборы обеспечивают хорошие данные, в то время как информация от радиолокатора посадки и визуального наблюдения нарушается из-за пыли и более крупных кусков, поднятых с поверхности Луны выхлопными газами двигателя. Прилунение должно быть вертикальным при достаточно малой скорости.

Естественно, что в период нахождения на Луне (рис. 2.24) значительная часть деятельности космонавтов будет посвящена исследованиям, экспериментам и сбору образцов. В этот период будут также проверены и подготовлены для возвращения системы экспедиционного модуля. Эфемериды корабля, продолжающего полет по орбите спутника Луны, непрерывно уточняются и передаются экипажу и вычислительному устройству экспедиционного модуля. С помощью имеющегося в экспедиционном модуле радиолокатора встреч можно также сопровождать орбиталь-

ный корабль, состоящий из командного и двигательного модуля, когда тот проходит над экспедиционным модулем. Это сопровождение обеспечивает дополнительные данные для выбора параметров выведения экспедиционного модуля. Окончательное ориентирование инерциальных приборов системы наведения осуществляется перед началом взлета путем оптического визирования звезд. Горизонтирование может также производиться с помощью акселерометров, включенных в контур начального ориентирования и реагирующих на силу лунного тяготения. Чтобы экспеди-

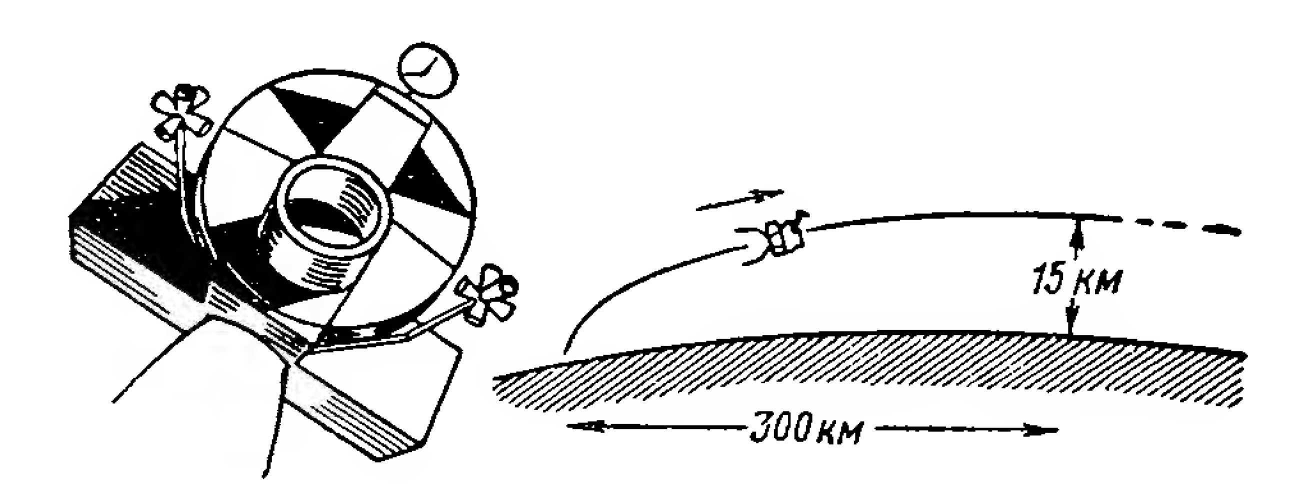


Рис. 2.25. Этап 18 — взлет экспедиционного модуля

ционный корабль вышел на желаемую траекторию встречи с орбитальным кораблем, необходимо правильно выбрать момент старта. При нормальном взлете его программой и параметрами движения в момент отключения двигателя управляют таким образом, чтобы в последующем свободном полете экспедиционный модуль встретился с орбитальным кораблем. Однако в случае крайней необходимости старт с лунной поверхности может быть осуществлен в любое время. При этом экспедиционный модуль выводится на низкую орбиту ожидания, на которой он находится до тех пор, пока не наступит момент, подходящий для перелета к орбитальному кораблю. Желательно, чтобы при всех маневрах нормального и аварийного взлета с лунной поверхности, а также при аварийном взлете в случае невозможности посадки последующая траектория свободного движения была близка к круговой орбите и тем самым исключалась возможность пересечения этой траектории с поверхностью Луны, что обеспечивает безопасность в случае отказа двигателя при попытке его повторного включения. При таком отказе экспедиционный модуль продолжает свободный полет до тех пор, пока командный и двигательный модули не выполнят маневр «подхвата».

Траектория взлета (рис. 2.25) имеет в начале вертикальный участок, затем, в соответствии с уравнениями наведения, осуществляется программный поворот модуля по тангажу. Движением управляет инерциальная система наведения. Направление тяги регулируется с помощью шестнадцати рулевых двигателей, установленных на ступени подъема. Сопло основного двигателя неподвижно относительно корпуса модуля, величина его тяги не

регулируется и составляет 15.000 ньютонов. Когда достигнуты начальные условия, обеспечивающие встречу в свободном полете экспедиционного модуля с орбитальным кораблем, система наведения дает команду на выключение двигателя.

Если точка старта лежит в плоскости орбиты командного и двигательного модулей, то выгодно, чтобы траектория свободного полета до точки встречи охватывала центральный угол, равный 180°. Если по той или иной причине точка старта удалена от плоскости орбиты командного и двигательного модулей, то этот угол будет несколько больше или несколько меньше 180°. Непосредственно после выведения на траекторию свободного полета к месту встречи (рис. 2.26) радар встреч экспедиционного модуля начинает определять направление на командный и двигательный модули и дальность до них. На основе этих данных вычислительное устройство экспедиционного модуля осуществляет навигацию. При этом используется программа, почти идентичная используемой на этапе полета от Земли к Луне.

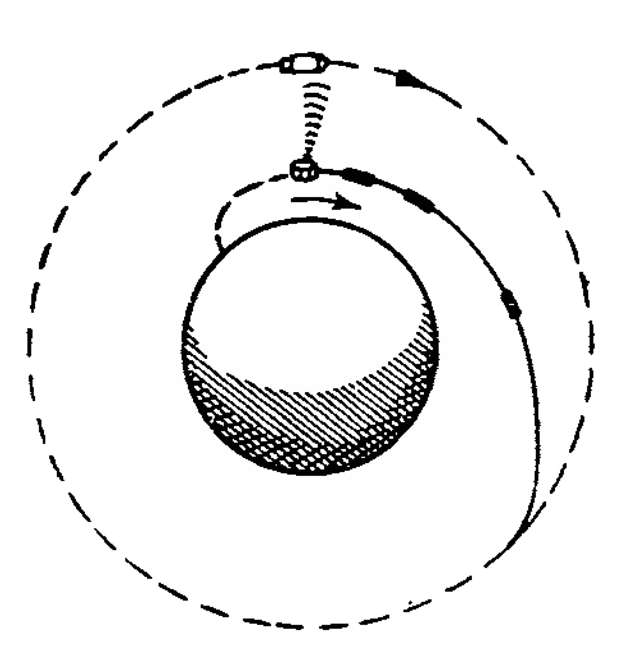


Рис. 2.26. Этап 19 — полет по орбите встречи

Вычислительное устройство экспедиционного модуля определяет малые корректирующие приращения скорости, необходимые для более точной встречи экспедиционного модуля с остальными. Корректирующие импульсы создаются рулевыми двигателями и прикладываются столь часто, сколь это оправдано навигацион-

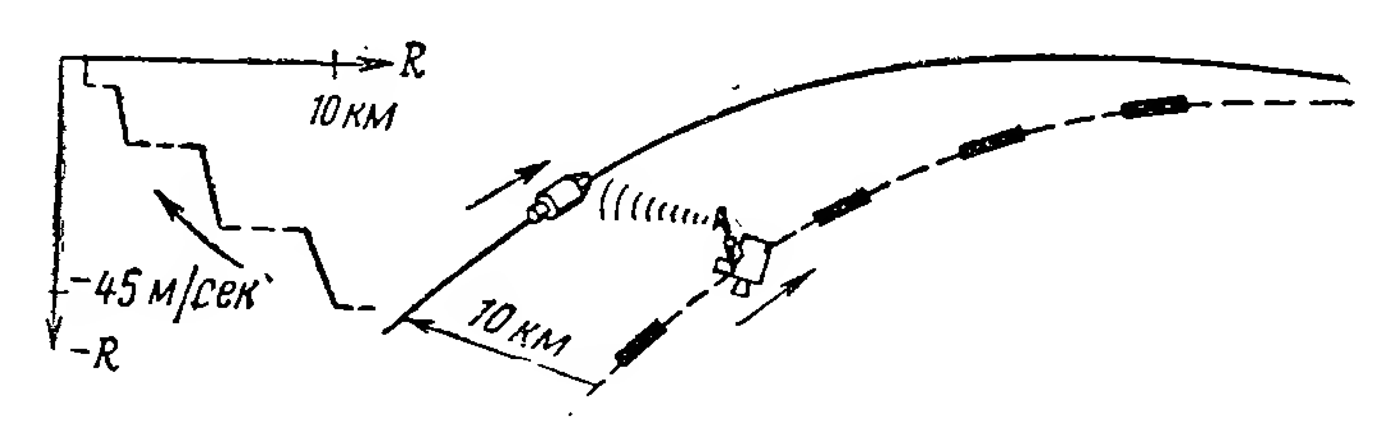


Рис. 2.27. Этап 20 — окончательная встреча и стыковка. График изменения относительной скорости и дальности

ными данными радиолокатора. Осуществлением коррекции управляет инерциальная система. Свободный полет продолжается до тех пор, пока дальность до командного и двигательного модулей не уменьшится приблизительно до 10 *км*. Затем начинается заключительный этап встречи.

Заключительный этап (рис. 2.27) включает серию тормозных маневров, управляемых системой наведения, которая использует для этого данные инерциальных приборов и радиолокатора встреч. Задачей этих маневров является уменьшение скорости

экспедиционного модуля относительно орбитального корабля до нуля в точке, лежащей вблизи этого корабля. Затем пилот экспедиционного модуля может начать ручное управление причаливанием к орбитальному кораблю, задавая экспедиционному модулю поступательные и вращательные перемещения с помощью рулевых двигателей. Хотя обычно маневры стыковки будут осуществляться экспедиционным модулем, неполадки двигателей и системы регулирования этого модуля могут потребовать активной роли орбитального корабля. После окончательной стыковки экипаж переходит в командный модуль. Затем экспедиционный модуль отделяется от остальных. В дальнейшем он остается на окололунной орбите.

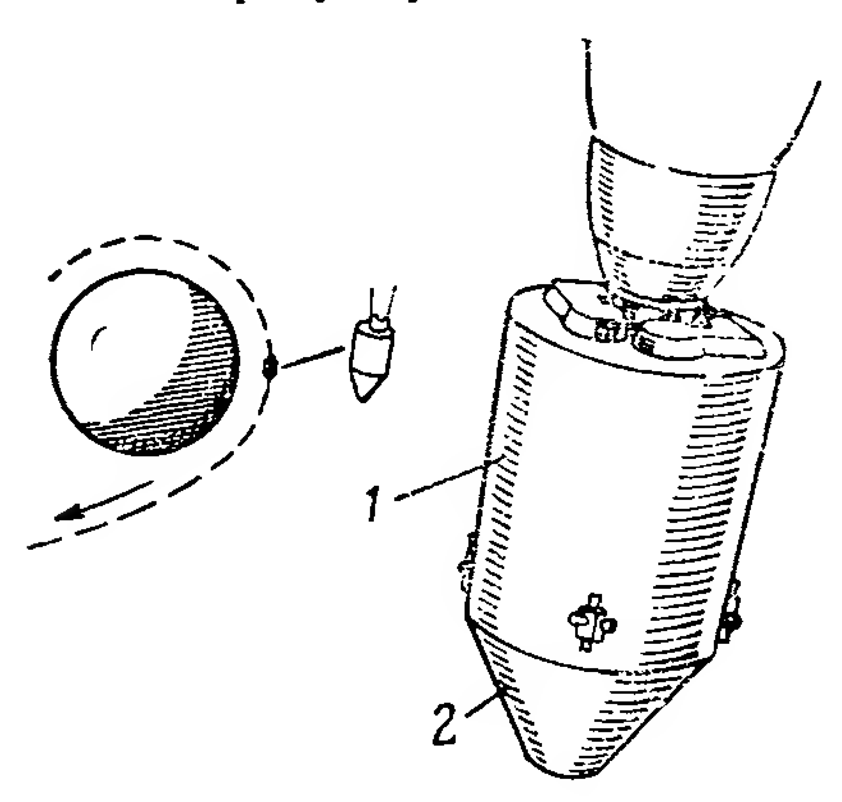


Рис. 2.28. Этап 21 — выведение на траекторию перелета к Земле:
1 — двигательный модуль; *2* — командный модуль

Пока объект находится на орбите спутника Луны, по навигационным данным определяются надлежащие начальные условия для выведения его на траекторию полета к Земле. Как и ранее, используются автономные измерения и данные наземного сопровождения. Обычно выведением на траекторию полета к Земле (рис. 2.28) управляет основная инерциальная система наведения. На случай возможных отказов основной системы имеется ряд дублирующих средств. Маневром выведения управляют таким образом, чтобы траектория свободного полета обеспечила прилет космического корабля к Земле с параметрами, удовлетворяющими требованиям последующего входа в земную атмосферу. Выведением задают расчетное время полета до Земли с учетом того, что предполагаемое место посадки участвует в суточном вращении планеты, а также с учетом ограниченных возможностей маневрирования при входе в атмосферу.

Этап свободного полета от Луны к Земле (рис. 2.29) аналогичен этапу полета от Земли к Луне. В течение этих длительных этапов свободного полета соответствующие системы и экипаж должны надлежащим образом управлять ориентацией космического корабля. Типичные ограничения при этом связаны либо с необходимостью удерживать угловое положение корабля в диапазоне, позволяющем ориентировать антенну связи с помощью ее карданова подвеса на Землю (антенна обладает узкой диаграммой направленности), либо с необходимостью избежать длительных местных нагревов солнечными лучами. В течение дли-

тельных периодов свободного полета к Луне и от нее система инерциальных измерительных средств в целях экономии энергии остается выключенной и включается только на время, когда она используется для управления коррекциями скорости.

На этапе свободного полета к Земле предусматривается несколько коррекций траектории (нормально три). Для расчета корректирующих импульсов используются навигационные данные, полученные с помощью автономных и наземных измерительных средств. Цель этих коррекций — направить космический корабль в центр коридора безопасного входа в атмосферу, соответствующего желаемому району посадки. Высота этого коридора характеризуется вариациями условного перигея (перигей при условии отсутствия атмосферы), составляющими примерно ±32 *км*. Слишком большое отклонение вверх от центра коридора может привести к неуправляемому рикошетированию от атмосферы, слишком большое отклонение вниз от центра коридора — к недопустимым для экипажа перегрузкам, вызванным сопротивлением атмосферы. После того как перед началом этапа входа в атмосферу система навигации подтвердит, что траектория полета обеспечивает условия безопасного входа, приборы инерциальной системы ориентируются должным образом, двигательный модуль сбрасывается и командный модуль принимает ориентацию, необходимую для входа в атмосферу (рис. 2.30).

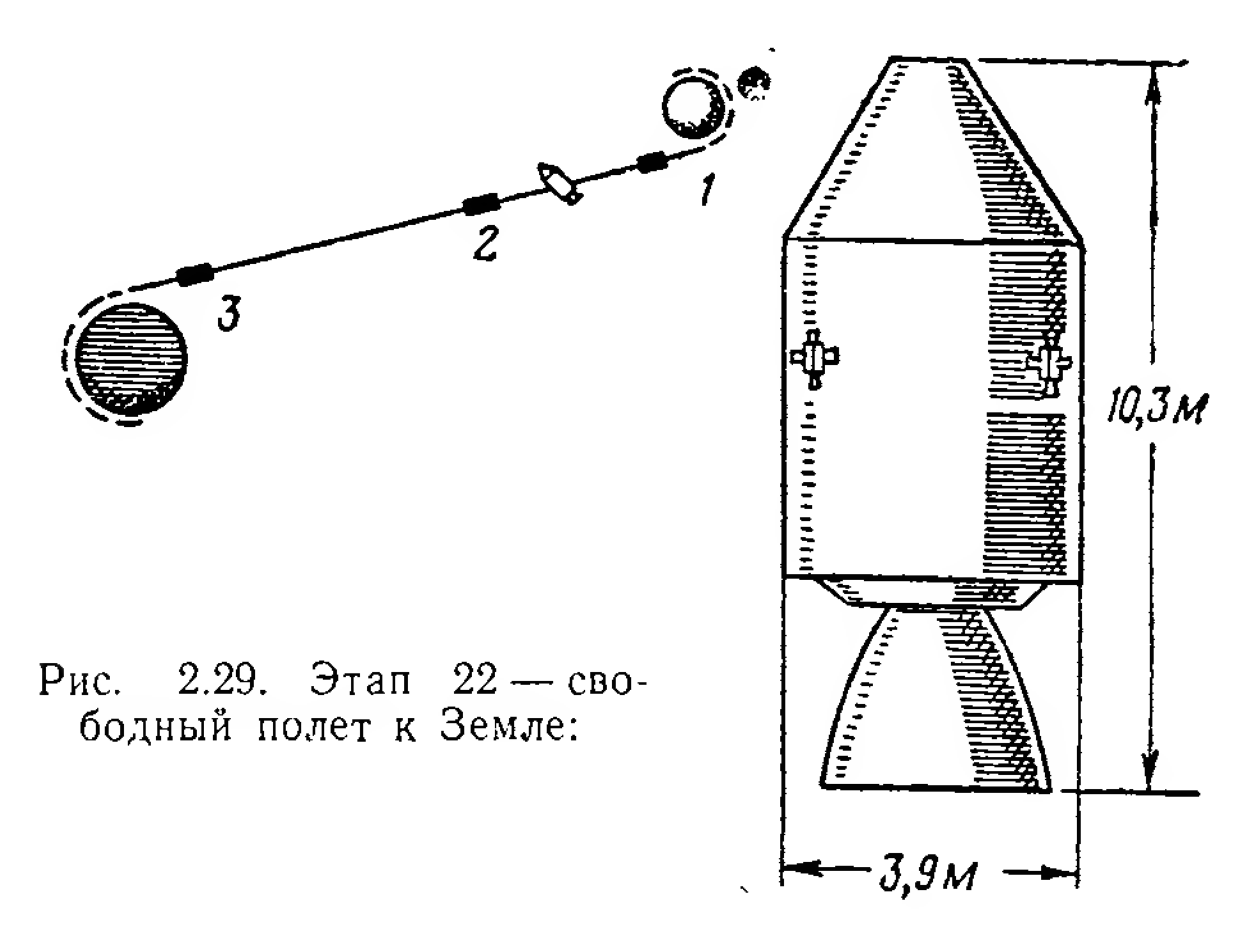


Рис. 2.29. Этап 22 — свободный полет к Земле:

Управление начальной ориентацией входа осуществляется системой наведения с помощью двенадцати рулевых двигателей, расположенных на поверхности командного модуля. После входа в атмосферу аэродинамические силы создают моменты, определяемые формой командного модуля и расположением его центра масс. Если начальная ориентация в пределах нормы, эти моменты поворачивают модуль к устойчивому положению равновесия, при котором теплозащитный экран находится впереди, а направ-

ление полета почти параллельно одной из образующих конической поверхности модуля. Теперь система стабилизации управляет рулевыми двигателями так, чтобы погасить колебания возвращаемого аппарата относительно положения равновесия. Наличие результирующего угла атаки вызывает аэродинамическую подъемную силу, которая может быть использована для управления траекторией входа посредством поворота летательного аппарата вокруг оси, совпадающей с направлением вектора

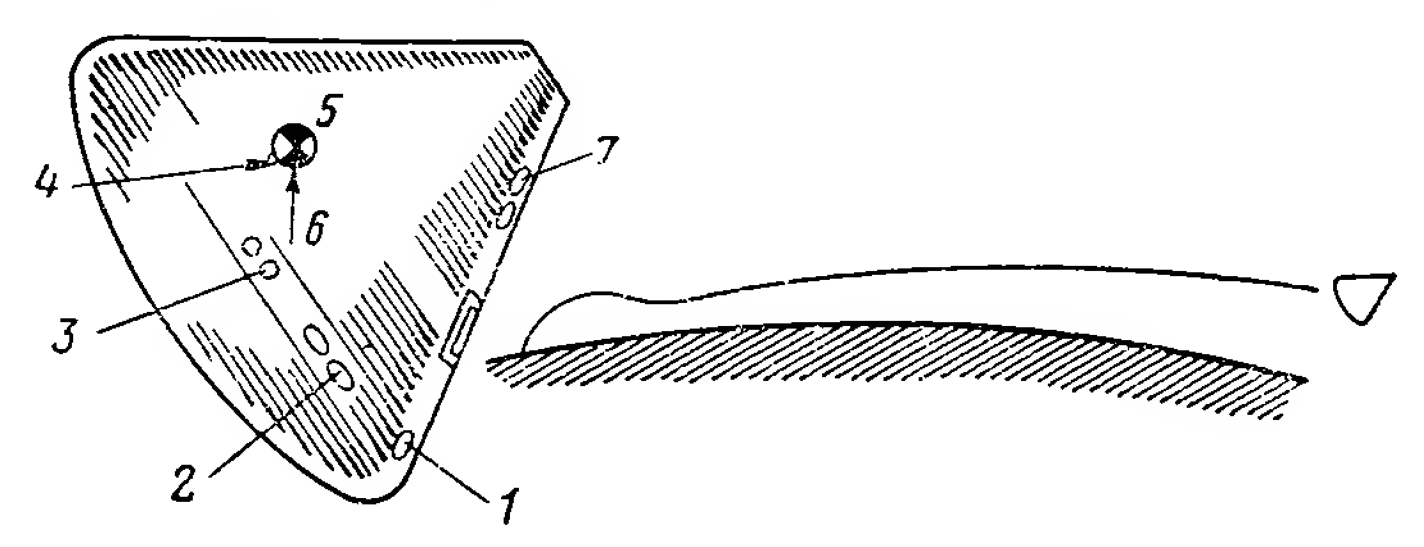


Рис. 2.30. Этап 23 — вход в земную атмосферу:

1 — двигатели тангажа (+); *2* — двигатели крена; *3* — двигатели рыскания; *4* — сопротивление; *5* — центр тяжести; *6* — подъемная сила; *7* — двигатели тангажа (—)

его скорости относительно атмосферы. Поворотом управляет система наведения. Для управления дальностью летательный аппарат ставят в положение, при котором соответствующая компонента аэродинамической подъемной силы направлена либо вверх, либо вниз. Боковое движение регулируют, направляя горизонтальную составляющую подъемной силы вправо, либо влево. Задача первого этапа наведения в атмосфере состоит в том, чтобы обеспечить безопасное уменьшение высокой скорости аппарата путем рассеивания его энергии при воздействии сил сопротивления. Позднее, при более низкой скорости, в задачу наведения включается также выведение объекта в район посадки. Наведение продолжается до тех пор, пока скорость не уменьшится до требуемой величины и не будут достигнуты условия, необходимые для раскрытия тормозного парашюта. Обычно посадка осуществляется на воду с помощью трех парашютов.

ГЛАВА 2.3. **ПРИБОРЫ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ, НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «АПОЛЛОН»**

Выбор чувствительных элементов и устройств, осуществляющих обработку данных для систем наведения, навигации и стабилизации «Аполлона», определяется назначением и особенно-

стями этого космического корабля, рассмотренными в предыдущем разделе. Вначале коснемся двух важных принципов, которыми руководствовались при проектировании «Аполлона».

Во-первых, хотя в проекте предусмотрено полное использование для навигации всех возможностей наземного сопровождения, системы космического корабля спроектированы таким образом, чтобы он также мог выполнить свои задачи и возвратиться на Землю, не прибегая к использованию ни наземного сопровождения, ни выполняемых на Земле вычислений. В результате потеря радиовидимости Земли или выход из строя линии связи становятся не опасными. Однако фактически наземными данными можно будет пользоваться бóльшую часть времени полета. Они будут дополняться данными автономных измерений.

Во-вторых, требуется обеспечить большую гибкость использования средств навигации, наведения и стабилизации, имея в виду разнообразный характер задач экспедиции, а также осуществляемые в ходе ее неоднократные изменения состава кораблей. Стремление к гибкости проявляется, в частности, в том, что в двух независимых системах, управляющих движением командного и экспедиционного модулей, употребляются идентичные подсистемы. Стремлением к гибкости использования технических средств обусловлен также выбор уравнений, заложенных в программы бортового счислителя. Эти уравнения позволяют при активном и свободном полетах осуществлять разнообразные вычисления единым методом с помощью универсального командного набора программ. Единый подход к составлению уравнений и программ изложен в третьей части книги. Настоящий раздел посвящен выбору и построению основных подсистем.

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Из двух принципов наведения — инерциального и по радиокомандам — для «Аполлона» выбран инерциальный. Этот выбор легко обосновать, например, необходимостью осуществления маневра изменения скорости, когда корабль будет позади Луны. Так, корабль совершает маневр выхода на орбиту спутника Луны и маневр схода с лунной орбиты для полета к Земле, находясь вне видимости наземных станций. Данных слежения с Земли в этих случаях нет и, следовательно, измерения должны осуществляться бортовыми приборами. Но даже если бы в это время корабль не был скрыт от наземных станций Луной, весьма сомнительно, чтобы можно было на таком расстоянии с помощью радиокоманд управлять маневрами, сообщающими ему большие изменения скорости.

Выбор типа инерциальной измерительной системы может быть не столь очевиден. Есть две основные разновидности такой системы: а) гиростабилизатор (гиростабилизированная платформа в кардановом подвесе) и б) чувствительные элементы, уста-

новленные неподвижно относительно объекта (такая система иногда называется бескардановой). У каждой из разновидностей есть свои достоинства и недостатки.

Имеется многолетний опыт успешного использования гиростабилизаторов, в первую очередь для наведения баллистических ракет военного назначения. В значительной степени их преимущество обусловлено тем, что здесь благодаря наличию карданова подвеса и следящих систем (систем стабилизации) гироскопы и акселерометры изолированы от вращательных движений объекта. Кроме того, пользоваться выходными сигналами гиростабилизатора более удобно, чем сигналами гироскопов и акселерометров, установленных непосредственно на борту летательного аппарата. Углы Эйлера, характеризующие ориентацию объекта, в гиростабилизаторе получаются как углы между соответствующими элементами карданова подвеса, а акселерометры здесь указывают непосредственно компоненты ускорения объекта в невращающейся системе координат, материализуемой гироплатформой (стабилизированным элементом гиростабилизатора).

С другой стороны, использованием инерциальных чувствительных элементов, установленных непосредственно на борту объекта, достигается значительная экономия объема, веса, и эти элементы удобнее компоновать. Однако в отличие от гироскопов, установленных на платформе и определяющих только малые рассогласования в контуре стабилизации платформы, гироскопы, неподвижные относительно корпуса объекта, должны точно измерять его полную угловую скорость. Более того, так как при работе гироскопов и акселерометров имеют место большие угловые скорости вокруг всех их осей, возникают трудности достижения высокой точности этих элементов. Наконец, выходные сигналы приборов, неизменно связанных с корпусом, не всегда пригодны для непосредственного использования. В частности, для определения ориентации объекта необходимо измеряемые гироскопами проекции угловой скорости на оси, связанные с объектом, пересчитывать надлежащим преобразованием и интегрированием либо в углы Эйлера, либо в матрицу направляющих косинусов. С помощью углов Эйлера или матрицы направляющих косинусов величины, снимаемые с акселерометров, могут быть пересчитаны из вращающейся системы координат в инерциальную. Во избежание чрезмерного накопления погрешностей для всех этих операций необходимо вычислительное устройство, обладающее значительной точностью и быстродействием.

В основных системах наведения экспедиционного и командного модулей космического корабля «Аполлон» инерциальные чувствительные элементы помещены на платформу гиростабилизатора. Заведомо достаточная точность такой системы обеспечивает необходимую надежность корабля благодаря экономному использованию топлива при выполнении основных маневров. Как в том, так и в другом модулях, кроме основных систем, имеются

дополнительные дублирующие. В этих последних для экономии объема и более удобной компоновки аппаратуры используются чувствительные элементы, установленные непосредственно на борту; такие системы имеют более скромную точность, но она все же достаточна для обеспечения аварийных маневров в случае отказа основных систем наведения.

Гиростабилизатор (или инерциальный измеритель), предназначенный для работы в основной системе наведения, схематично изображен на рис. 2.31. Гироплатформа (или просто платформа) стабилизатора несет три двухстепенных гироскопа, сигналы которых управляют разгрузочными двигателями, расположенными по каждой из осей карданова подвеса, что обеспечивает стабилизацию углового положения гироплатформы в пространстве. Карданов подвес, как показано на рисунке, трехосный. При использовании трехосного подвеса может возникнуть затруднение, связанное с так называемым «смыканием» колец карданова подвеса. Последнее происходит, если внешняя ось подвеса движением космического корабля будет поставлена в положение, параллельное внутренней оси. В этом случае все три оси подвеса платформы окажутся в одной плоскости, вследствие чего объект, совершая вращение вокруг перпендикуляра к этой плоскости, повернет с собой платформу. Таким образом, «смыкание» колец карданова подвеса может нарушить ориентацию платформы относительно неподвижных звезд. Хотя принципиально трехосный карданов подвес позволяет платформе принимать любую ориентацию относительно объекта, вблизи положения «смыкания» требуются угловые ускорения внешнего кольца, которые не могут быть созданы двигателями стабилизации, вследствие чего работоспособность гиростабилизатора также нарушается.

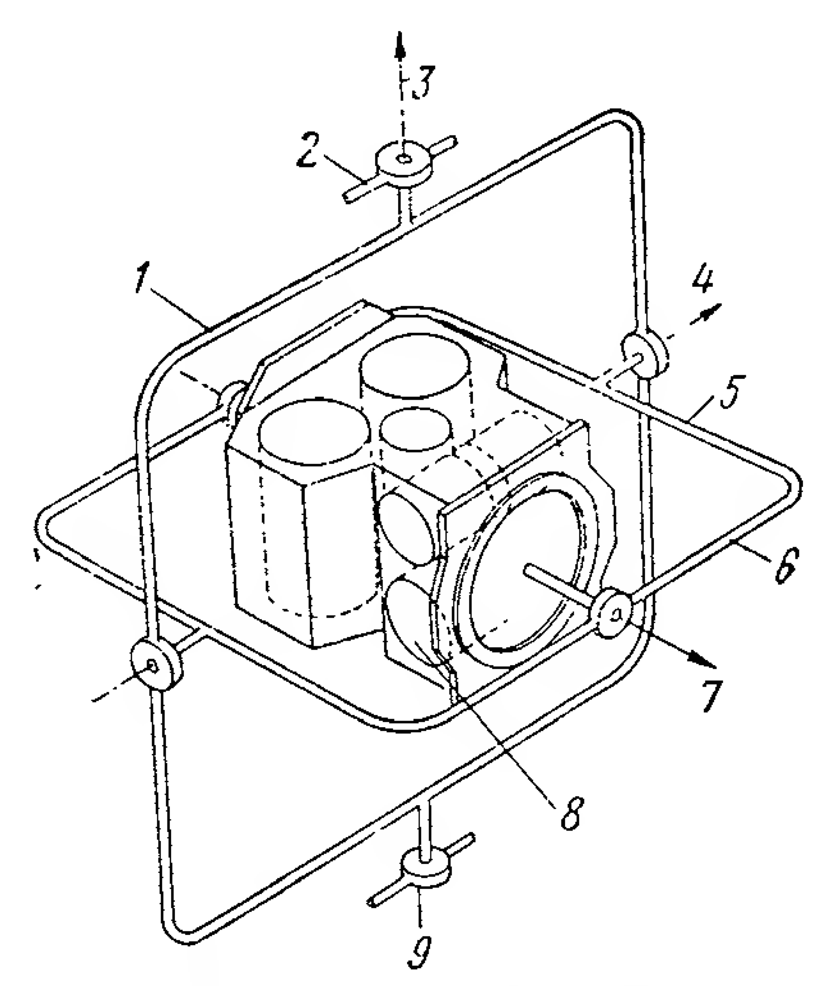


Рис. 2.31. Схема гиростабилизатора:

1 — внешнее карданово кольцо; *2* — корпус; *3* — внешняя ось подвеса; *4* — промежуточная ось подвеса; *5* — концевой выключатель ±60°; *6* — промежуточное кольцо карданова подвеса; *7* — внутренняя ось подвеса; *8* — платформа (внутреннее карданово кольцо); *9* — узел сочленения кардановых колец

Одним из прямолинейных решений проблемы «смыкания» колец карданова подвеса является введение дополнительного четвертого карданова кольца с еще одной осью вращения. Угловым движением этого кольца управляют таким образом, чтобы не допустить совмещения трех остальных осей в одной плоскости.

Однако при этом гиростабилизатор существенно усложняется и вес его значительно увеличивается. К счастью, как это будет ясно из последующего абзаца, задачи, выполняемые гиростабилизатором «Аполлона», таковы, что «смыкания» колец карданова подвеса легко избежать и при трехосном кардановом подвесе.

Гиростабилизатор «Аполлона» в течение долгих периодов свободного полета, не требующих его использования, обычно выключен. Это сделано в основном для экономии энергии и, соот-

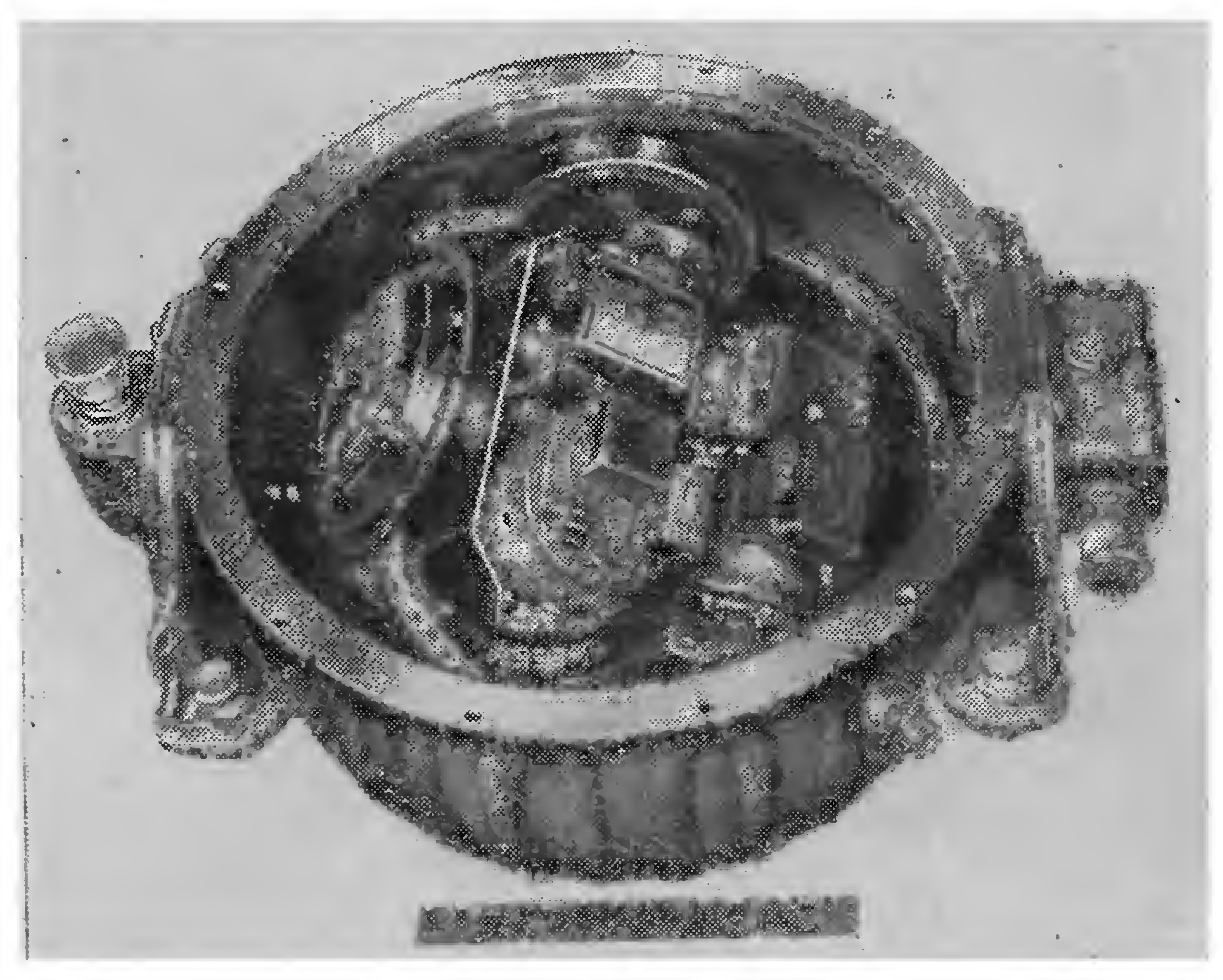


Рис. 2.32. Гиростабилизатор для системы 600 *F*

ветственно, реагента батареи топливных элементов (по оценкам расход реагента уменьшается таким образом примерно на 20 *кг*). В связи с этим предусматривается ориентирование инерциальной системы по звездам перед началом каждого активного участка полета. В свою очередь, это позволяет для каждого использования инерциальной системы выбирать наиболее логичную ориентацию гироплатформы. Ставя ее в такое положение, чтобы ось чувствительности одного из акселерометров была параллельна ожидаемому направлению тяги (или ожидаемому направлению равнодействующей сил сопротивления при входе в атмосферу), можно упростить процесс выработки команд вычислительным устройством. К тому же это оптимально с точки зрения влияния ошибок инерциальных чувствительных элементов на ошибки измерения скорости. Поскольку ось чувствительности акселерометра перпендикулярна внутренней оси карданова под-

веса платформы, остается свобода выбора направления последней. На каждом этапе полета с включенным двигателем (а также при входе в атмосферу, когда имеется ее сопротивление) траектория и направление тяги (или направление равнодействующей сил сопротивления атмосферы) лежат примерно в одной фиксированной плоскости. Внутреннюю ось подвеса ориентируют так, чтобы ее направление было близко перпендикуляру к этой плоскости. В связи с этим все необходимые маневры приводят большей частью к поворотам колец вокруг внутренней оси подвеса. Тем самым удается избежать затруднений, связанных со «смыканием» колец, возникающим при относительном их повороте вокруг промежуточной оси на большие углы. Наконец, так как желательно обеспечить возможность поворота корабля на большие углы вокруг его продольной оси (например, на этапе входа в атмосферу командного модуля), внешнюю ось карданова подвеса располагают на корабле параллельно его продольной оси или близко к этому направлению, чем и устраняются ограничения для вращений по углу крена.

Так как подробности конструкции и принципы действия установленных на платформе весьма важных инерциальных чувствительных элементов (гироскопов и акселерометров) представляют особый интерес, эти вопросы рассмотрены отдельно в четвертой части книги. Общий вид гиростабилизатора представлен на рис. 2.32 (чтобы показать внешний вид элементов, установленных на платформе и по осям кардановых колец, половинки сферических кардановых колец и крышка корпуса удалены).

ОРИЕНТИРОВАНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Как указывалось выше, в целях экономии энергии инерциальную систему оставляют выключенной в течение бо́льшей части времени свободного полета и поэтому перед использованием ее необходимо должным образом ориентировать. Однако если бы эта система и действовала непрерывно, все же из-за неизбежного ухода гироплатформы ее положение пришлось бы периодически выверять по внешним ориентирам для обеспечения точности, необходимой при измерениях во время маневров.

Использование направлений на известные звезды для ориентирования инерциальной системы приводит к проблеме физической связи между линией визирования и ориентацией гироплатформы. С одной стороны, задача может быть упрощена путем установки элемента или элементов, воспринимающих направления на звезды, непосредственно на гиростабилизированную платформу. Однако это ограничило бы в сильной степени участок неба, визируемый оптикой, а также недопустимо ограничило бы ориентацию космического корабля во время операции выставки платформы. Даже наличие свободы поворота оптической оси визира относительно гироплатформы вокруг двух осей на измеряе-

мые углы неприемлемо ограничило бы гибкость использования гиростабилизатора и усложнило бы его.

Напротив, благодаря тому, что звездный телескоп установлен отдельно вблизи обшивки космического корабля, где обеспечивается обзор значительной части звездного неба, допускается гораздо бо́льшая свобода ориентации корабля во время ориентирования (выставки) инерциальной системы. В корабле «Аполлон» звездный телескоп и гиростабилизатор инерциальной системы установлены на общей жесткой раме, которая смонтирована так, что она не воспринимает нагрузок со стороны корпуса корабля; эту раму называют навигационной базой. Компоновка телескопа и гиростабилизатора на общей навигационной базе командного модуля представлена на рис. 2.33 (оптика показана без окуляров). В бортовом вычислителе путем обработки показаний прецизионных датчиков углов, имеющихся по каждой из соответствующих осей телескопа и гироплатформы, могут быть определены угловые компоненты направления на звезду в системе координат, связанной с гироплатформой. Это обеспечивает вычислительное устройство необходимыми данными об ориентации гироплатформы за исключением информации о движении ее вокруг направления на звезду. Визированием второй звезды, направление на которую значительно отличается от направления на первую, завершается измерение ориентации гироплатформы. Пользуясь этой информацией, можно по командам вычислительного устройства придавать платформе угловое положение, оптимальное с точки зрения ее использования для наведения во время маневров.

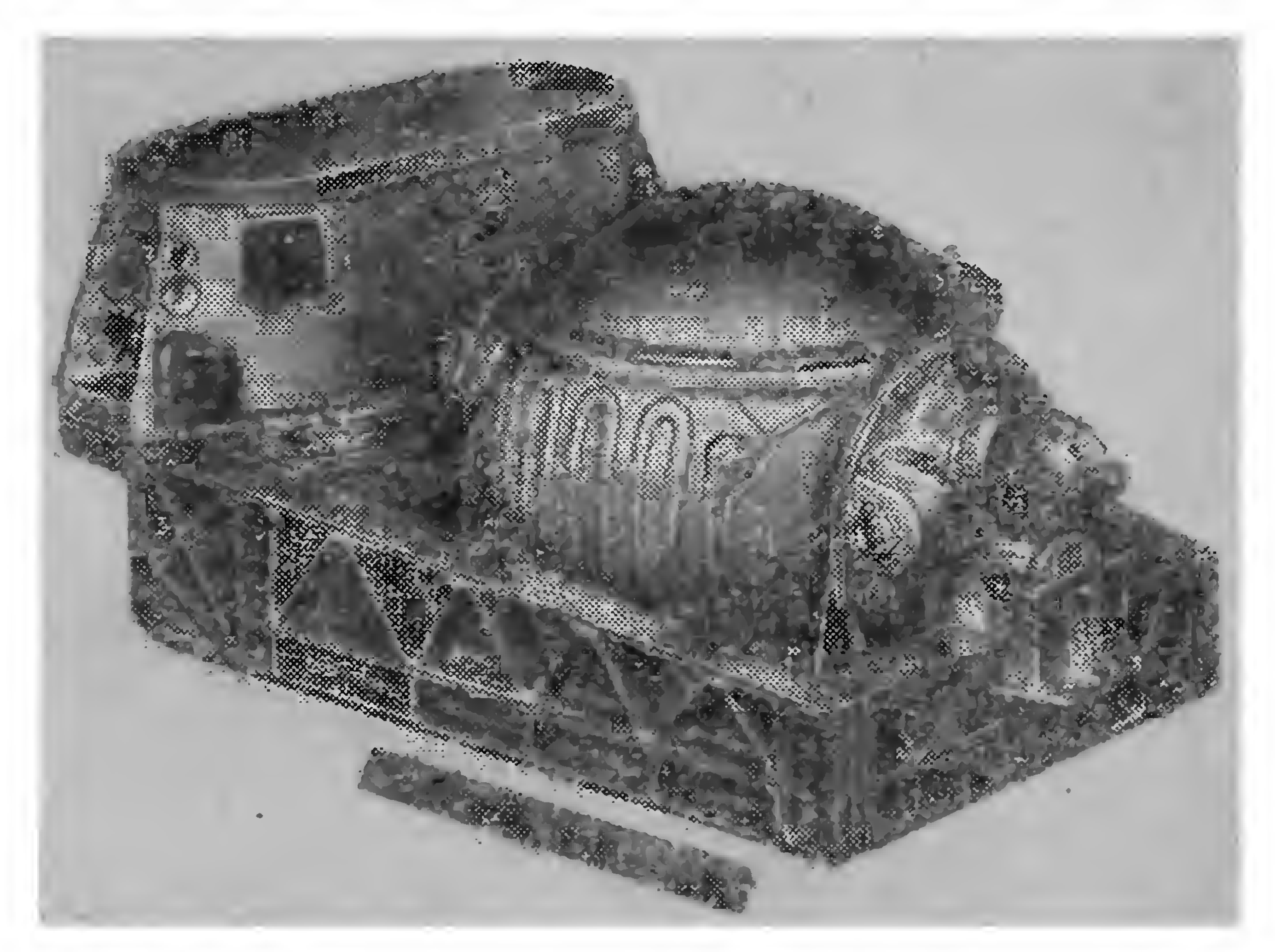


Рис. 2.33. Оптика (слева) и гиростабилизатор (справа) на навигационной базе

Следует признать, что рассмотренный метод выставки содержит множество источников ошибок. Например, необходима строгая ортогональность смежных осей гиростабилизатора, а также телескопа (или точное знание углов между этими осями). Для этого требуются прецизионная механическая обработка, точные подшипники и стабильность геометрии конструкции. Каждый из датчиков углов, расположенных по осям подвеса гироплатформы и телескопа, должен иметь минимальную угловую погрешность. Сюда входят погрешности типа смещения нуля, погрешности, зависящие от величины измеряемого угла, а также погрешности цифрового квантования показаний этих датчиков для входов счислителя. Внимательная работа по сокращению этих и других погрешностей до возможного минимума позволила достигнуть того, что ориентация инерциальной системы «Аполлона» совершается с вероятной погрешностью порядка 0,1 миллирадиана. Такая точность превышает требуемую с достаточным запасом.

ОПТИЧЕСКАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Позволяя производить ориентирование инерциальных приборов, оптическая система, как об этом сказано выше, наряду с этим дает возможность осуществлять автономные измерения для навигации командного модуля на орбитальных участках, а также при перелетах от Земли к Луне и обратно. Угловые координаты одной линии визирования относительно гироплатформы, используемые для выставки последней, могут также служить данными для навигации при полете по низкой околоземной орбите или по орбите спутника Луны. Однако на этапах полета от Земли к Луне и обратно удовлетворительную точность автономной навигации могут обеспечить только приборы типа секстанта с двумя линиями визирования. Поэтому на навигационной базе командного модуля, кроме гиростабилизатора, смонтировано два отдельных оптических прибора. Один из них — секстант с двумя линиями визирования, другой — сканирующий телескоп с одной линией визирования.

Оптическая схема и конструктивные особенности секстанта показаны на схемах на рис. 2.34 и 2.36. По принципу действия — это оптический прибор, визирующий одновременно два различных объекта, осуществляющий увеличение, необходимое для визуального восприятия изображения, а также имеющий специальные фотодатчики для автоматического действия. Прибор дает 28-кратное увеличение, имеет поле зрения, равное 1,8 градуса, и апертуру 4 *см*. Из рисунка видно, что одна из линий визирования секстанта, являющаяся стороной навигационного угла, направленной на ориентир, неподвижна относительно прибора и тем самым относительно космического корабля. Поэтому для нацеливания этой линии визирования космический корабль должен быть повернут соответствующим образом в пространстве.

Для этого системе управления ориентацией должны быть поданы соответствующие команды. Вторая линия визирования, являющаяся стороной навигационного угла, направленной на звезду, может быть нацелена с помощью двух приводов, изображенных на рисунке схематично. Прицеливание осуществляется поворотом

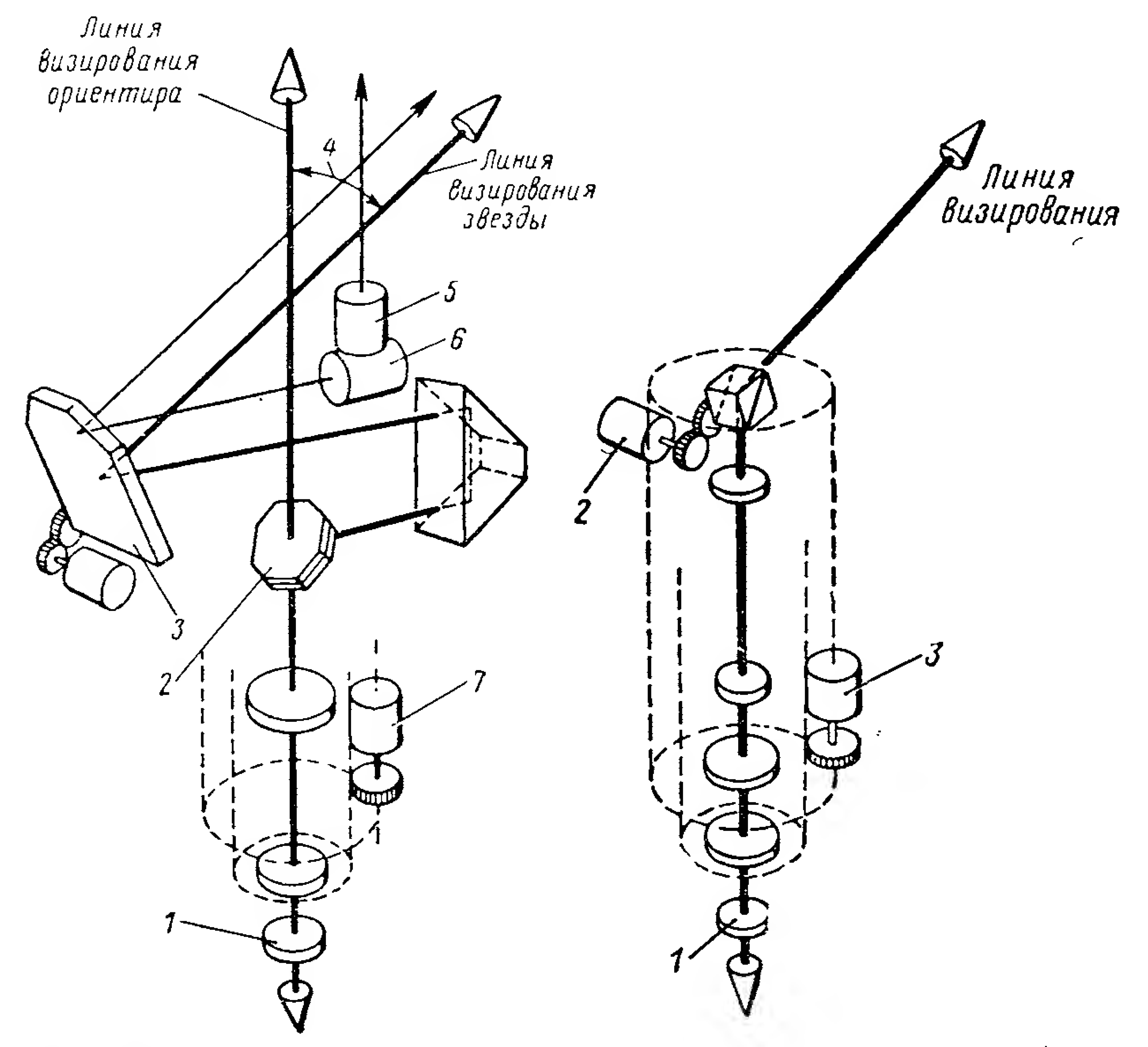


Рис. 2.34. Оптическая схема секстанта:

1 — регулируемый аттенюатор ориентира и окуляр; 2 — светоделитель и поляризатор; 3 — зеркало; 4 — угол поворота зеркала; 5 — фотометр горизонта; 6 — автоматический отслеживатель звезды; 7 — двигатель продольной оси

Рис. 2.35. Сканирующий телескоп:

1 — окуляр; 2 — двигатель поперечной оси; 3 — двигатель продольной оси

вокруг двух осей. Поворот головки прибора как единого целого вокруг оси, параллельной направлению на ориентир (будем называть ее продольной), изменяет плоскость, в которой измеряется навигационный угол. Поворот линии визирования вокруг другой оси (будем называть ее поперечной), осуществляемый посредством поворота специального зеркала, устанавливает величину навигационного угла. Максимально возможный навигационный угол составляет 57°. Прецизионный датчик угла, установленный по оси вращения зеркала, обеспечивает непосредственное

измерение угла, используемого в программе навигационных вычислений. Показания датчика угла, установленного по продольной оси, вместе с показаниями первого датчика служат для определения углового положения гироплатформы при ее ориентировании.

Свет от ориентира, прежде чем смешаться со светом от звезды, поляризуется. Благодаря этому штурман может регулировать

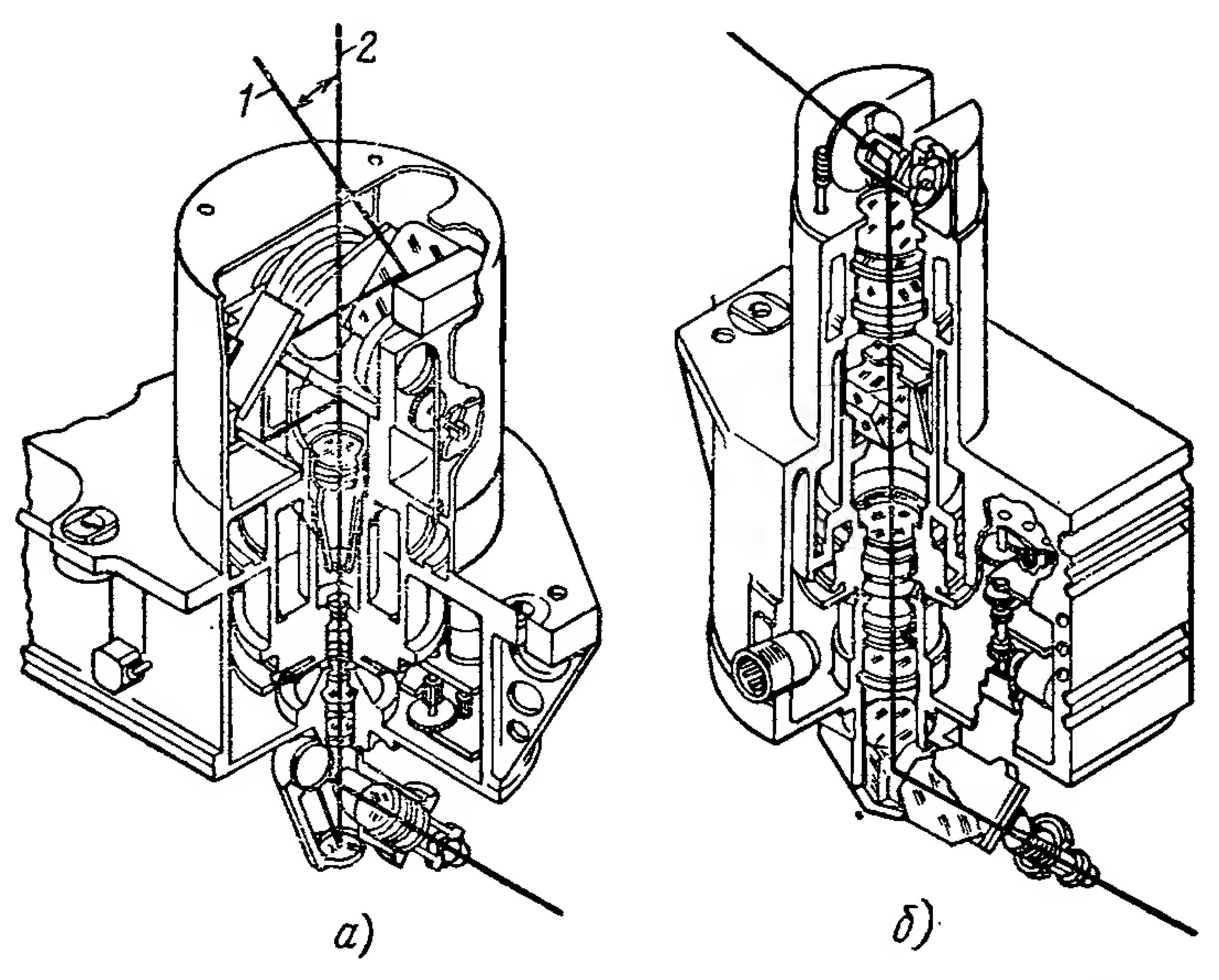


Рис. 2.36. Оптический блок — секстант (*а*) и сканирующий телескоп (*б*):

1 — линия визирования звезды; *2* — линия визирования ориентира

яркость фона, создаваемого ориентиром, соответственно яркости звезды с помощью поляризатора окуляра. Зеркало на поперечной оси совместно со звездным фотодатчиком может использоваться для выдачи в следящий привод продольной и поперечной оси сигналов отклонения линии визирования от направления на звезду. Ось чувствительности второго автоматического детектора, называемого фотометром горизонта, направлена вдоль линии визирования ориентира. Фотометр горизонта измеряет яркость небольшого участка освещенного Солнцем горизонта, что используется для определения направления одной из сторон навигационного угла. Более подробно об этом сказано в пятой части.

Так как при 28-кратном увеличении канала секстанта, предназначенного для визуальных наблюдений, получается малый диаметр его поля зрения (менее 2°), нахождение требуемой звезды и нацеливание на нее секстанта осуществляется с помощью второго прибора — сканирующего телескопа (рис. 2.35), имеюще-

4—4627

го широкое поле зрения (60°). Этот прибор не дает увеличения. Использование отдельных оптических приборов вместо комбинированного прибора с переменным увеличением и единой системой приводов, меняющих направление линий визирования, оправдывается более простой механической и оптической схемой, а также возможностью дублирования наблюдений.

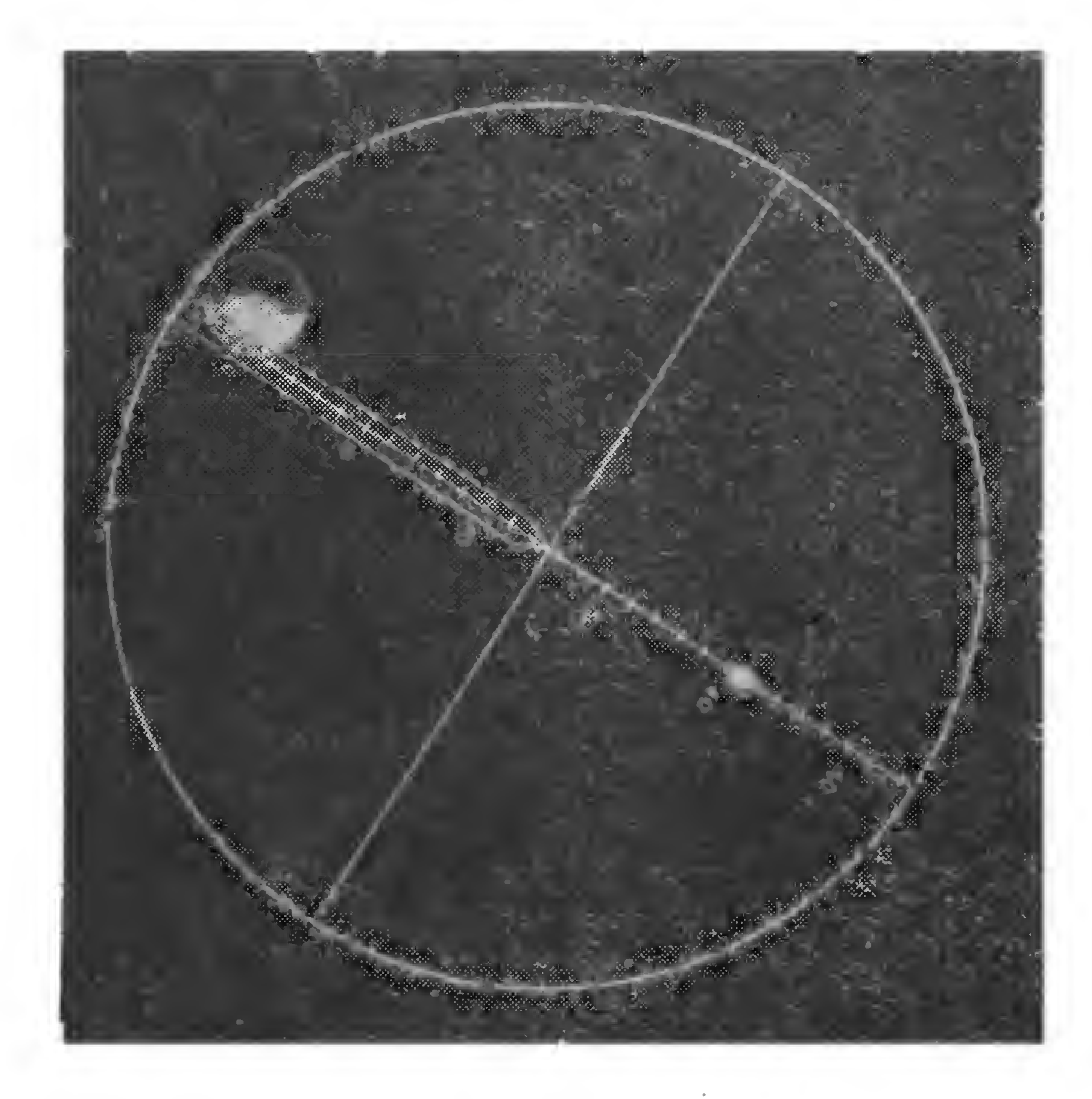


Рис. 2.37. Вид в сканирующий телескоп — навигация на этапах перелета от Земли к Луне и обратно

Сканирующий телескоп (рис. 2.35, 2.36) имеет одну линию визирования, поворачиваемую вокруг продольной и поперечной осей прибора. Когда питание оптической системы включено, в своем движении вокруг продольной оси телескоп следит с помощью сервопривода за головкой секстанта. Угол поворота вокруг поперечной оси по желанию космонавта может: а) отслеживать соответствующий угол поворота вокруг поперечной оси секстанта и тогда сканирующий телескоп будет нацелен на звезду, б) быть равным нулю и тогда оптический телескоп будет нацелен на ориентир, в) быть фиксированным, равным 25 градусам. Последнее положение телескопа обеспечивает легкий одновременный захват ориентира и звезды, так как в этом случае в поле зрения телескопа на одной диаметральной шкале будут одновременно видны изображение ориентира, отстоящее на 25°

от центра поля зрения, и изображение любой звезды, попадающей в поле зрения секстанта при повороте в нем соответствующего зеркала вокруг поперечной оси. На рис. 2.37 показано поле зрения сканирующего телескопа во время захвата светила. Обычно штурман в качестве предварительного шага в процессе нацеливания будет заранее вводить ожидаемый угол поворота вокруг поперечной оси, указываемой вычислительным устройством.

При нацеливании по наблюдениям космонавта последний поворачивает линию визирования телескопа вокруг продольной и



Рис. 2.38. Ориентация космического корабля — навигационное визирование на этапах перелета от Земли к Луне и обратно:

1 — угол поворота вокруг продольной оси; *2* — направление на ориентир; *3* — угол поворота вокруг поперечной оси; *4* — направление на звезду

поперечной осей с помощью сервоприводов, перемещая для этого левой рукой рукоятку контроллера, имеющую две степени свободы. Этим контроллером штурман может нацелить сканирующий телескоп и линию визирования звезды секстанта. С помощью рукоятки другого контроллера — для правой руки — штурман меняет ориентацию космического корабля, нацеливая его на ориентир (рис. 2.38). Медленно поворачивая космический корабль с помощью рукоятки правой руки, он добивается того, чтобы выбранный ориентир попал в поле зрения секстанта (рис. 2.39). Далее штурман с помощью рукоятки правой руки должен обеспечивать только периодические минимальные импульсы рулевых двигателей для удержания ориентира в поле зрения, в то время как с помощью рукоятки левой руки он добивается точного совмещения изображений звезды и ориентира. Когда это достигнуто, штурман нажимает кнопку «цель», в результате чего в вычислительное устройство вводятся навигационный угол и время. По этим данным в вычислительном устройстве уточняется значение вектора навигационного состояния корабля.

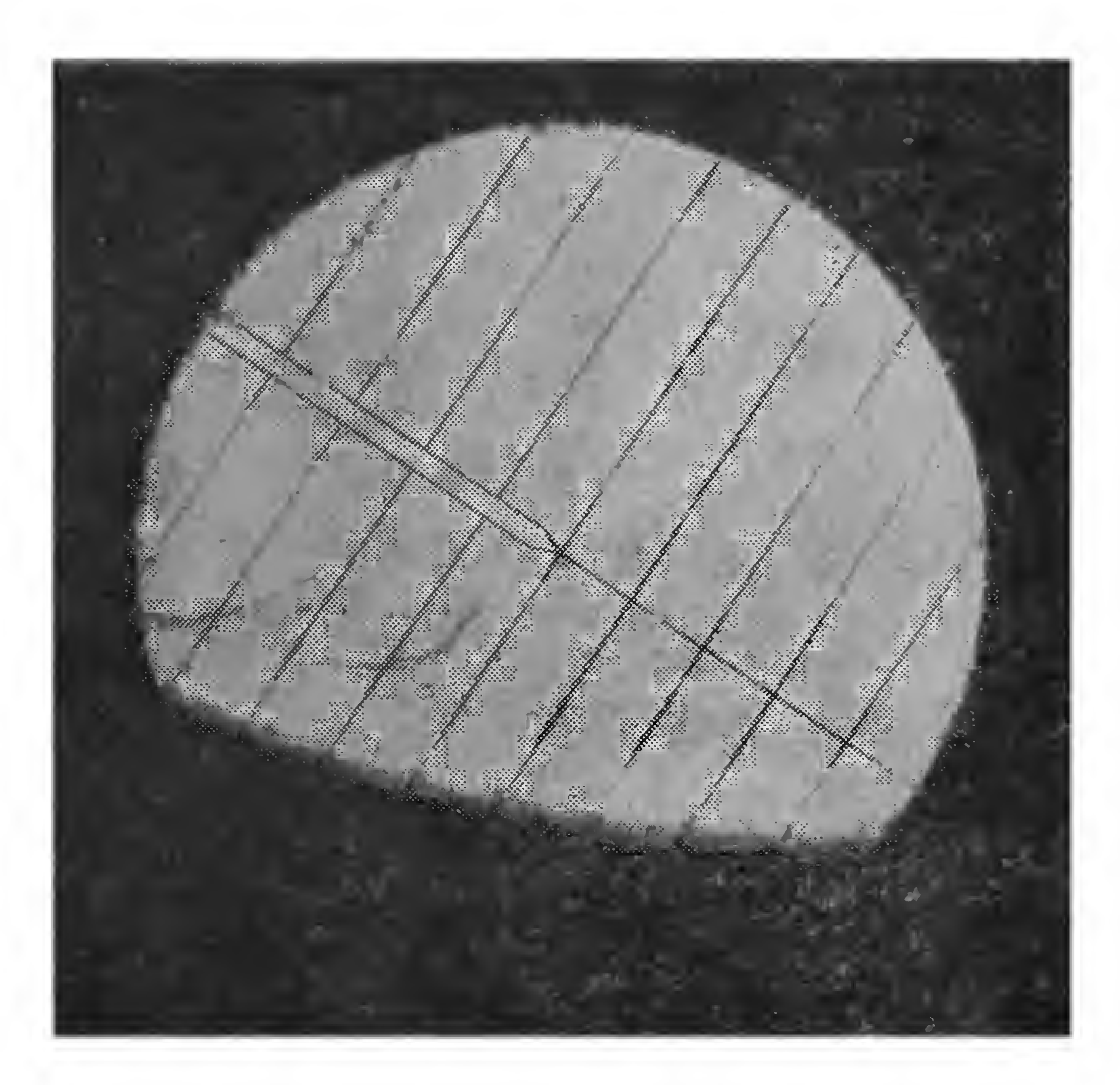


Рис. 2.39. Видимое в секстанте — навигация на этапах перелета от Земли к Луне и обратно

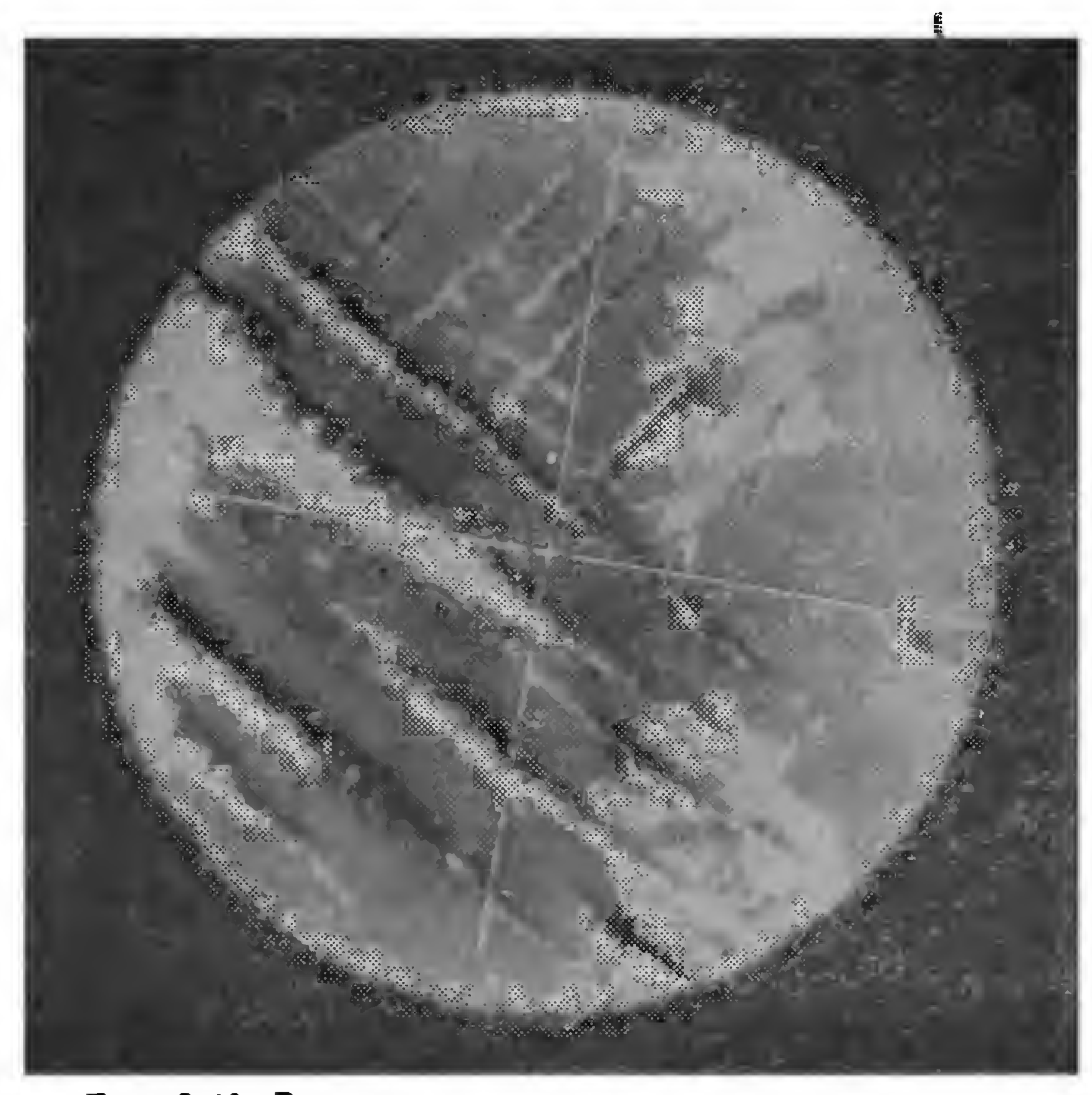


Рис. 2.40. Видимое в телескоп — навигация на этапах полета по орбитам спутников Земли и Луны

Сканирующий телескоп с широким полем зрения при отсутствии увеличения удобен также для навигационных измерений, осуществляемых визированием ориентиров при полетах на малой высоте вокруг Земли или орбите спутника Луны. Широкое поле зрения облегчает распознавание ориентира. Точность измерения угловых координат ориентира порядка одного миллирадиана, ограниченная предварительной выставкой инерциальной системы и отсутствием увеличения, достаточна при расстояниях до ориентира в несколько сотен километров. При таких измерениях гиростабилизатор должен быть включен и предварительно выставлен по двум звездам. Затем штурман ловит и сопровождает ориентиры по мере того, как они проходят под ним, нажимая кнопку «цель», когда по его мнению он нацелился наилучшим образом (рис. 2.40). При этом в вычислительное устройство поступают показания датчиков углов оптики, датчиков углов гироплатформы, а также время. Эти данные являются навигационными. При использовании для навигации звезд и ориентиров штурман должен послать в счислитель определенный шифр (или координаты) звезды или ориентира или того и другого. При этом он прибегает к помощи соответствующих карт и схем.

БОРТОВОЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЕ УСТРОЙСТВО (ВЫЧИСЛИТЕЛЬ)

Сравнительно большой объем операций, которые необходимо выполнять на борту корабля «Аполлон» при обработке данных, используемых для его наведения, навигации и стабилизации, требует применения специализированной цифровой вычислительной машины (ЦВМ). Выбор ее схемы и конструкции определяется следующими предъявляемыми к ней требованиями:

а) логика, память, длина слов и скорость вычислений должны соответствовать решаемым задачам;

б) машина должна одновременно решать несколько задач в натуральном масштабе времени на основе приоритета;

в) должна быть предусмотрена эффективная связь машины с космонавтом для ввода в нее указаний и данных, а также вывода на указатели сведений об операциях и численных данных, которые к тому же должны быть удобны для понимания;

г) должна быть возможность управления с Земли по каналам радиосвязи, а также телеметрирования с Земли осуществляемых на борту операций и численных данных;

д) машина должна позволять ввод и вывод большого числа сигналов как дискретных, так и непрерывных.

Детальному рассмотрению особенностей схемы и конструкции вычислительной машины посвящена шестая часть книги. Так как входные и выходные сигналы в значительной мере определяют построение системы и знание их необходимо для понимания ее задач и работы, многие из этих сигналов следует, по-видимому, кратко рассмотреть в настоящей части. Вместо перечисления

всех входных и выходных сигналов ниже рассматриваются наиболее важные из них.

Дискретные сигналы или сигналы типа «да — нет» подаются на вход вычислителя либо в виде замыкания контактов, либо в виде разности потенциалов. При этом не возникает никаких трудностей, за исключением работы вычислителя, связанной с реакцией на эти сигналы. Наиболее важные из сигналов рассматриваемого типа, требующие немедленной обработки (например, сигналы о нарушении нормальной работы или критичные ко времени сигналы «цель»), поступают в особые цепи, которые прерывают работу вычислителя на время, необходимое для их обработки. Затем продолжается, либо видоизменяется прежняя работа вычислителя. Менее критичные сигналы, определяющие состояние различного оборудования и требующие менее срочных действий, обрабатываются по программе периодически, по мере необходимости.

Имеется два типа дискретных выходных сигналов. Критичные ко времени сигналы, как, например, сигналы на отключение двигателя, выдаются в виде последовательности импульсов высокой частоты, которая включается в момент планируемого события и воспринимается в месте, где должно быть совершено действие. Менее критичные ко времени выходные сигналы подаются коммутацией напряжения постоянного тока или замыканием контактов реле, управляемых матрицей состояний. Бо́льшая часть этих реле командует состоянием электролюминесцентных цифровых индикаторов на пульте индикации и кнопочного управления. Остальные предназначены для изменения режима работы соответствующих систем космического корабля или для световой сигнализации. Для непосредственной связи ЦВМ с Землей необходимы входные и выходные устройства, которые осуществляют взаимодействие машины с радиопередатчиком и приемником, преобразуя временную кодовую последовательность радиосигналов в параллельный набор данных ЦВМ и наоборот.

Некоторые переменные величины, поступающие в вычислительное устройство, обрабатываются входными счетчиками, определяющими сумму импульсов, каждый из которых соответствует приращению величины на один квант (фиксированное значение). Таким путем обрабатываются, например, приращения скорости, измеренные акселерометрами инерциальной системы. Ряд выходных переменных, таких, как команды приложения моментов к гироскопам инерциальной системы для изменения ориентации гироплатформы, выдаются в виде последовательности импульсов в соответствующих цепях; каждый импульс соответствует приращению угла на один квант.

По-видимому, наиболее сложный класс входных и выходных сигналов обрабатывается в специальных вспомогательных устройствах — аналого-цифровых преобразователях информации. В этих устройствах синусно-косинусные непрерывные сигналы

вращающихся трансформаторов, используемых в оптических приборах и в гиростабилизаторе, преобразуются в сигналы, пригодные для ЦВМ. Имеется пять таких преобразователей информации, связанных соответственно с продольной и поперечной осями оптических приборов и тремя осями подвеса гироплатформы. Детально работа и конструкция преобразователей информации рассмотрена в пятой части книги.

УКАЗАТЕЛИ И УСТРОЙСТВА ДЛЯ РУЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Предыдущие разделы были посвящены основным задачам и характеристикам трех подсистем системы управления: а) инерциальным измерительным средствам, б) оптическим измерительным средствам, в) цифровому вычислительному устройству для обработки данных. Так как «Аполлон» по своему назначению имеет на борту экипаж, важно предусмотреть возможность участия человека в работе систем корабля. Этим определяется необходимость четвертой подсистемы, а именно, системы указателей и устройств ручного управления.

Может показаться, что средства, обеспечивающие включение космонавта в работу систем корабля, вносят ненужное усложнение. В самом деле, решение многих задач лучше предоставить машине, во всяком случае тех, которые связаны с действиями либо слишком утомительными, либо требующими столь больших затрат энергии, такой скорости реакции или точности, что они превосходят возможности человека. Однако участие человека в выполнении многих задач наведения, навигации и стабилизации окупает с лихвой необходимые для этого указатели и устройства управления. Так, участие человека, без всякого сомнения, значительно увеличивает вероятность успешного выполнения задач полета благодаря его рассудительности и приспособляемости, способности принимать решения перед лицом непредвиденных обстоятельств и уникальной способности к распознаванию и оценке. Так, например, человек обладает непревзойденной способностью различать конкретную навигационную звезду на фоне остальных небесных светил или выбирать подходящее место для посадки на Луну. Предусмотренные на корабле «Аполлон» указатели и устройства ручного управления позволяют экипажу контролировать процессы наведения, навигации и стабилизации, а также руководить ими. В большинстве этих процессов космонавт может по своему выбору либо принимать самое непосредственное участие, либо предоставить их ведение автомату, оставив за собой контроль.

Средства наблюдения и ручного управления, размещенные в командном модуле, показаны на рис. 2.41. Рядом друг с другом расположены выступающие над панелью окуляры секстанта и сканирующего телескопа. Прямо под ними находится панель управления, используемая главным образом для операций, свя-

занных с оптическими наблюдениями. Рукоятка для левой руки, управляющая оптикой, и рукоятка для правой руки, управляющая с помощью минимальных импульсов ориентацией космического корабля, находятся в верхней части этой панели. В нижней ее части расположены переключатели селектора режима работы. Переключатели режимов работы инерциальной системы и ее указатели находятся слева и выше окуляров. Слева на уровне окуляров размещены пять преобразователей информации и указатели переменных величин каждого из них. Справа расположены цифровые указатели и клавиатура, относящиеся к вычислительной машине. Более подробно эти устройства рассмотрены вместе с самой машиной в шестой части книги.

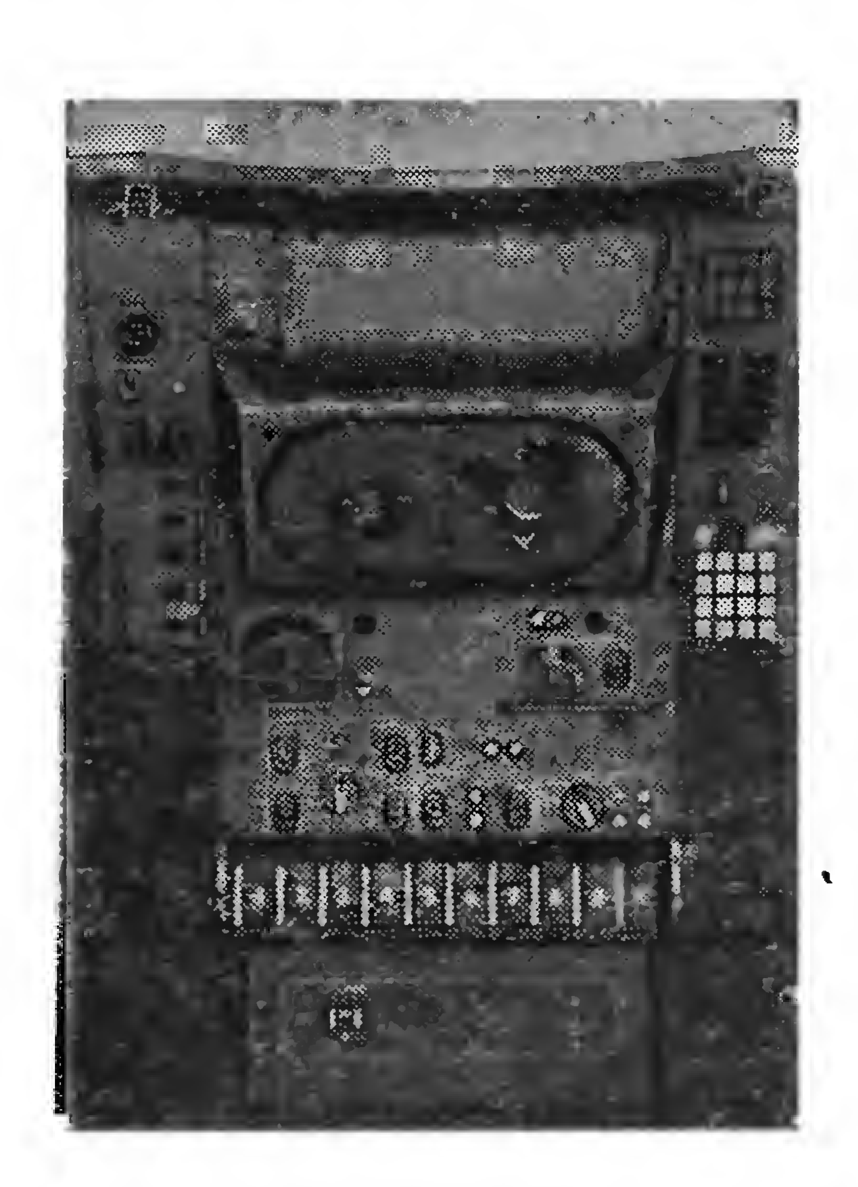


Рис. 2.41. Указатели и устройства для ручного управления — нижний приборный отсек командного модуля

Сведенные в таблицы данные, перечень операций, карты и схемы ориентиров и звезд будут находиться в специальном альбоме или в микрофильмах, которые космонавты смогут просматривать с помощью проекционного аппарата. Место последнего в верхней части общей панели видно на рис. 2.41. Устройства, управляющие протяжкой пленки и проекционной лампой, видны в центре общей панели. Пронумерованные блоки, находящиеся ниже панели управления оптикой, содержат разнообразную аналоговую электронику, управляющую соответствующим оборудованием. Еще ниже находится цифровая вычислительная машина.

Кроме только что рассмотренной панели штурмана, перед креслом пилота имеется еще одна — главная панель. На ней указываются некоторые важные данные наведения. Здесь также, как и на панели штурмана, имеются указатели и клавиатура вычислителя. Этот блок функционирует параллельно используемому штурманом, так что большинство операций управления навигацией и наведением можно осуществлять и контролировать как с места штурмана, так и с места пилота.

Перед пилотом находится также шаровой указатель ориентации с соответствующими стрелками (рис. 2.42). Угловое положение шара, отслеживающего показания датчиков угла на осях карданова подвеса гироплатформы, демонстрирует пилоту ориентацию космического корабля. Три компоненты рассогласования

действительной ориентации объекта относительно задаваемой системой наведения указываются тремя стрелками, пересекающими круглое окно прибора. Угловые скорости корабля, измеряемые с помощью установленных на борту корабля гиротахометров, указываются стрелками на шкалах по периферии прибора. На главной панели пилота имеются также и другие указатели, характеризующие состояние системы наведения, навигации и ста-



Рис. 2.42. Шаровой индикатор ориентации

билизации, вместе со сложным набором средств, связанных с другими системами и служащих для выбора режима управления и контроля.

РАЗМЕЩЕНИЕ УСТРОЙСТВ УПРАВЛЕНИЯ НА КОСМИЧЕСКОМ КОРАБЛЕ

Размещение оборудования наведения и навигации в командном модуле показано на рис. 2.43. На своем рабочем месте перед указателями и устройствами ручного управления нижней приборной стойки изображен штурман. Здесь размещена большая часть приборов наведения и навигации. Остальное оборудование управления размещено по всему космическому кораблю. Во время выведения на орбиту спутника Земли и возвращения на Землю, когда перегрузки велики, штурман вынужден, покинув свое рабочее место, лежать в специальном защитном кресле, как и два других космонавта. Как уже говорилось, на главной панели перед креслами есть средства контроля и управления, необходимые для выполнения всех функций наведения и навигации, за исключением тех, которые требуют визуального наблюдения с

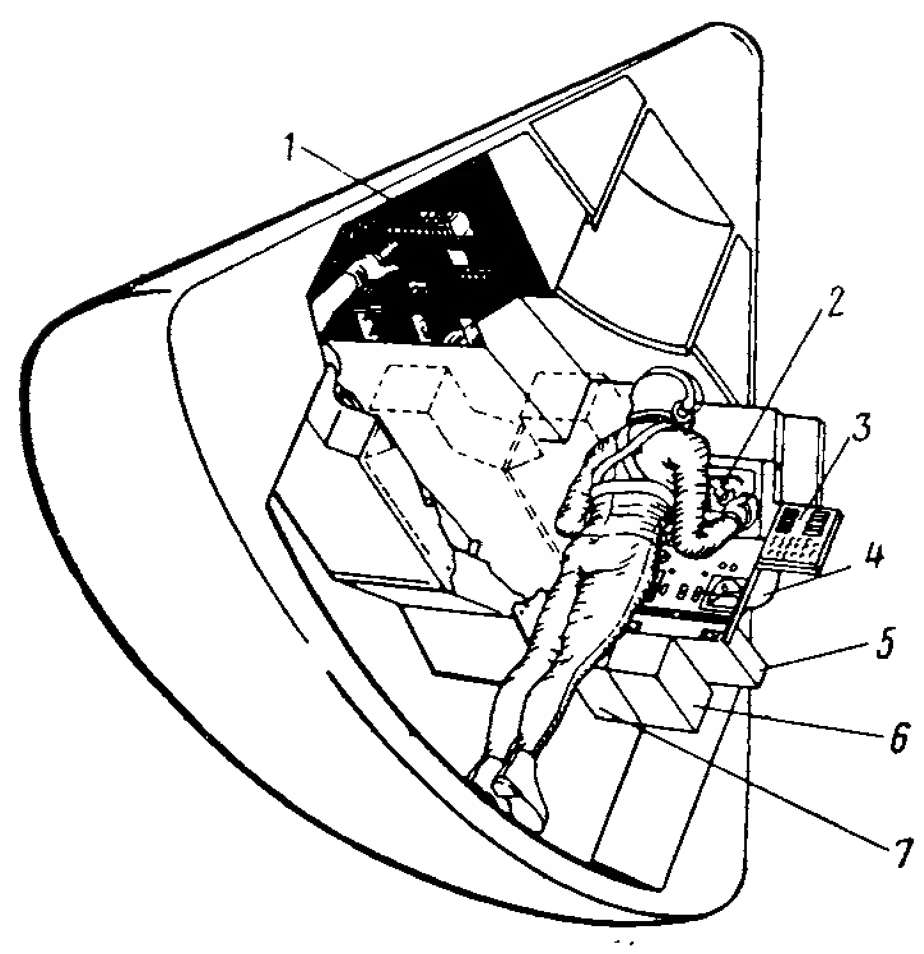


Рис. 2.43. Размещение системы наведения и навигации в командном модуле:

1 — индикаторы на главной панели; *2* — сканирующий телескоп и секстант; *3* — индикаторы и клавиатура вычислителя; *4* — гиростабилизатор; *5* — блок питания и следящих систем; *6* — вычислитель системы наведения; *7* — электронные устройства

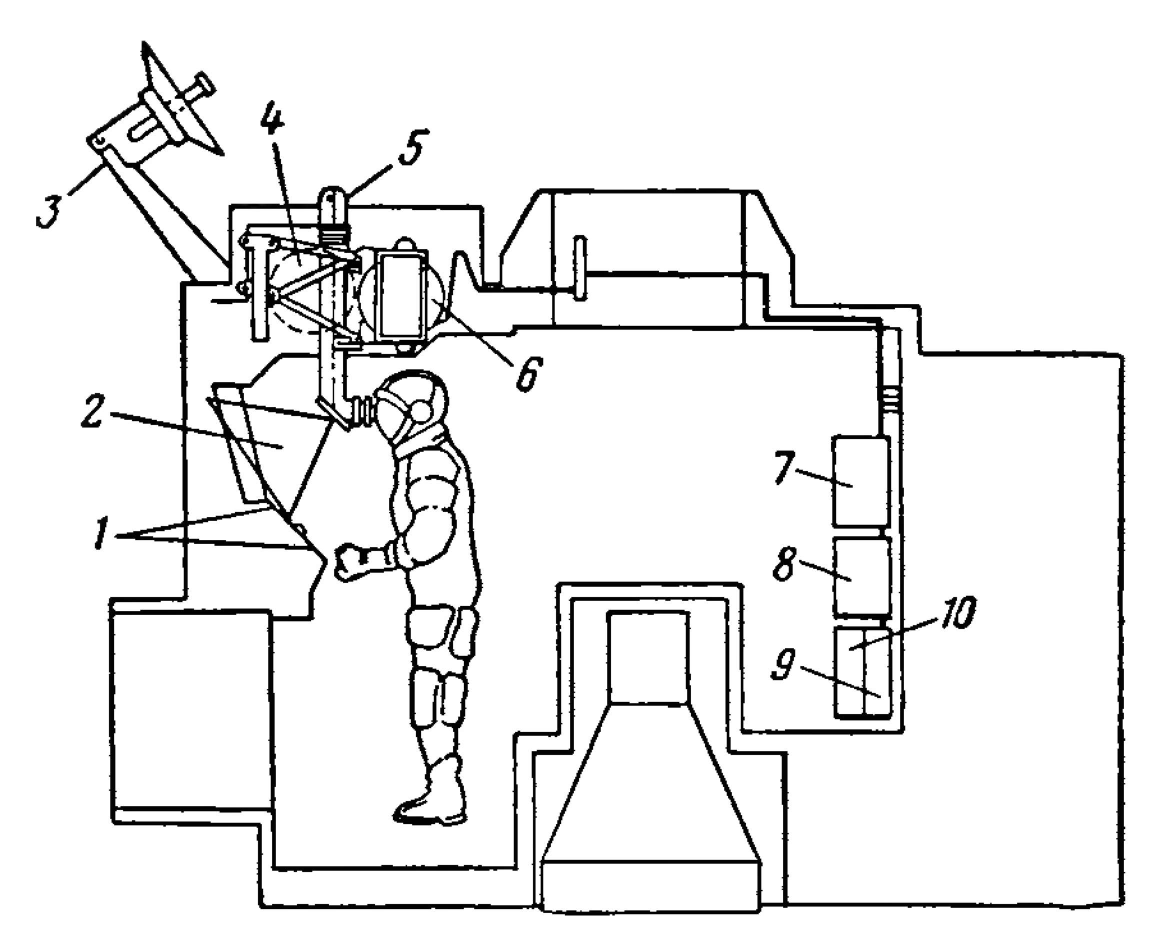


Рис. 2.44. Размещение системы наведения и навигации в экспедиционном модуле:

1 — клавиатура вычислителя, индикаторы и устройства для ручного управления; *2* — визирная сетка; *3* — радар встречи; *4* — место для позиционных гироскопов дублирующей системы; *5* — телескоп выставки; *6* — гиростабилизатор; *7* — вычислитель; *8* — преобразователи информации; *9* — блок питания и следящих систем; *10* — преобразователь сигналов системы наведения и навигации

помощью оптики. Таким образом, в ограниченные периоды времени вблизи Земли, когда штурман не может находиться на своем рабочем месте у окуляров оптики на приборной панели нижней стойки, возможен только автоматический режим работы оптики.

Размещение приборов в экспедиционном модуле показано на рис. 2.44. Гиростабилизатор, вычислитель системы наведения, преобразователи информации и вспомогательное электронное оборудование блока питания и следящих систем идентичны соответствующему оборудованию командного модуля. Поскольку для функций, выполняемых экспедиционным модулем после его отделения от командного, не требуется навигационных оптических наблюдений, на навигационной раме вместе с гиростабилизатором установлен более простой телескоп, используемый только для выставки гироплатформы. Особенностью системы наведения и навигации экспедиционного модуля является также наличие двух радиолокаторов. Радиолокатор встреч установлен рядом с гиростабилизатором, так что можно сопоставлять данные о направлении, полученные с помощью каждого из этих приборов. Радиолокатор посадки установлен на ступени посадки (на рисунке не виден), и поэтому после выполнения своих функций во время прилунения он остается на Луне.

ОБЩИЕ БЛОК-СХЕМЫ

Сигналы, связывающие различные приборы, относящиеся к системе наведения, навигации и стабилизации или принимающие участие в работе этой системы, показаны на рис. 2.45 и 2.46 для командного и экспедиционного модулей соответственно. Изображенные на рисунках приборы и сигналы большей частью уже рассматривались или будут рассматриваться ниже. Поскольку эти схемы предназначены лишь для того, чтобы показать общий характер связей, сходство и различие между системами командного и экспедиционного модулей и центральную роль вычислителей наведения, детальное их объяснение здесь не дается.

ГЛАВА 2.4. РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОМАНДНОГО МОДУЛЯ КОРАБЛЯ «АПОЛЛОН» (БЛОК I)

Для решения разнообразных задач, поставленных перед системой управления «Аполлон», она должна, как уже говорилось, обладать высокой степенью гибкости. Серия схем, представленных в настоящем разделе, кратко иллюстрирует технические

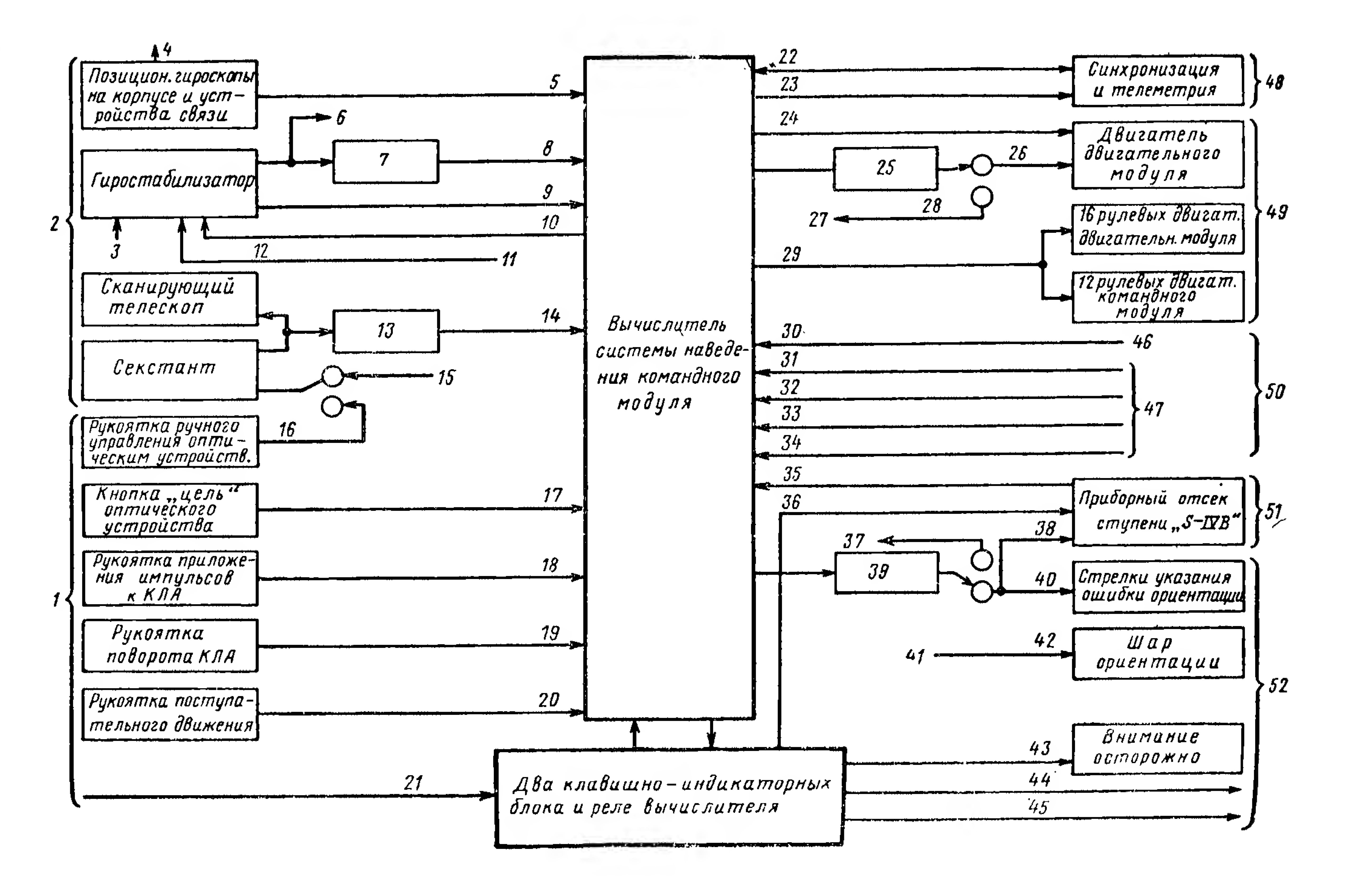

Позицион. гироскопы на корпусе и устройства связи
Гиростабилизатор
Сканирующий телескоп
Секстант
Рукоятка ручного управления оптическим устройств.
Кнопка „цель" оптического устройства
Рукоятка приложения импульсов к КЛА
Рукоятка поворота КЛА
Рукоятка поступательного движения
Вычислитель системы наведения командного модуля
Два клавишно-индикаторных блока и реле вычислителя
Синхронизация и телеметрия
Двигатель двигательного модуля
16 рулевых двигат. двигательн. модуля
12 рулевых двигат. командного модуля
Приборный отсек ступени „S-IVB"
Стрелки указания ошибки ориентации
Шар ориентации
Внимание осторожно
1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50 51 52

Рис. 2.45. Связи систем наведения, навигации и стабилизации командного модуля:

1 — устройства для ручного управления; *2* — чувствительные элементы; *3* — арретирование; *4* — к системе стабилизации и регулирования; *5* — угловые приращения (для дублирования гиростабилизатора); *6* — к шаровому указателю ориентации; *7* — три аналого-цифровых преобразователя; *8* — углы карданова подвеса гироплатформы; *9* — сигналы акселерометра; *10* — точная выставка. Сигналы на датчики моментов; *11* — от преобразователей информации гиростабилизатора; *12* — грубая выставка; *13* — два аналого-цифровых преобразователя; *14* — углы оптических устройств; *15* — от двух аналого-цифровых преобразователей; *16* — команды оптическим устройствам по скорости; *17* — сигнал «цель» и «нет цели»; *18* — команды по скорости: ± тангаж, ± рыскание, ± вращение; *19* — команды по скорости: ± тангаж, ± рыскание, ± вращение (постоянный уровень); *20* — команды движения: $\pm X$, $\pm Y$, $\pm Z$ (постоянный уровень); *21* — управление клавиатурой; *22* — линия связи (прием и передача); *23* — эталонные часы синхронизации; *24* — включение и выключение двигателя; *25* — два аналого-цифровых преобразователя; *26* — команды поворота двигателя; *27* — к секстанту; *28* — команды на поворот линии визирования; *29* — сигналы включения и выключения рулевых реактивных двигателей; *30* — отделение ступени S-IVB, отказ системы, присоединение экспедиционного модуля, отделение двигательного модуля; *31* — готовность двигателя двигательного модуля; *32* — блокирование приемника; *33* — основное управление, автоматическое управление, удержание, свобода; *34* — командный модуль управляет «Сатурном» (дублирование); *35* — прекращение выставки, старт, наддув; *36* — начало выведения и выключение ступени; *37* — к гиростабилизатору для грубой выставки; *38* — ошибки управления (дублирование); *39* — три аналого-цифровых преобразователя; *40* — ошибки ориентации; *41* — от гиростабилизатора; *42* — углы карданова подвеса; *43* — предостережение от вычислителя, инерциальной подсистемы и других систем; *44* — состояние системы и световая сигнализация клавишно-индикаторного блока; *45* — числовые данные; *46* — от программно-временного устройства; *47* — ручное включение; *48* — телеметрия; *49* — космический корабль; тяга и моменты; *50* — разные дискретные сигналы; *51* — носитель «Сатурн»; *52* — индикаторы

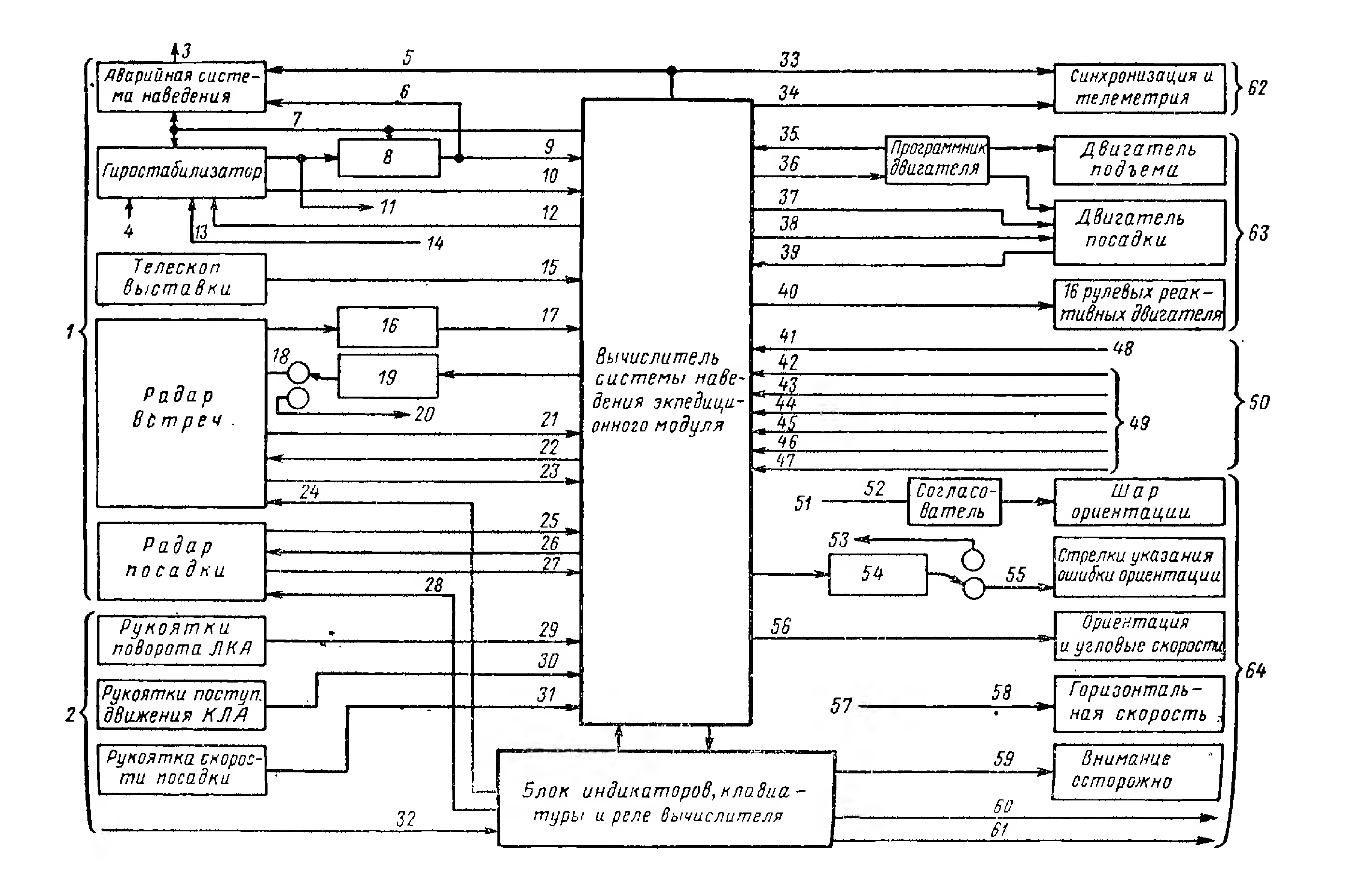

Аварийная система наведения
Гиростабилизатор
Телескоп выставки
Радар встреч
Радар посадки
Рукоятки поворота ЛКА
Рукоятки поступ. движения КЛА
Рукоятка скорости посадки
Вычислитель системы наведения экпедиционного модуля
Блок индикаторов, клавиатуры и реле вычислителя
Синхронизация и телеметрия
Программник двигателя
Двигатель подъема
Двигатель посадки
16 рулевых реактивных двигателя
Согласователь
Шар ориентации
Стрелки указания ошибки ориентации
Ориентация и угловые скорости
Горизонтальная скорость
Внимание осторожно

Рис. 2.46. Связи систем наведения, навигации и стабилизации экспедиционного модуля:

1 — чувствительные элементы; *2* — устройства для ручного управления; *3* — к системе стабилизации и регулирования; *4* — арретирование; *5* — начальные условия; *6* — данные выставки; *7* — «нуль»; *8* — три аналого-цифровых преобразователя; *9* — углы карданова подвеса гироплатформы; *10* — сигналы акселерометра; *11* — к шару ориентации; *12* — точная выставка; сигналы на датчики моментов; *13* — сигналы грубой выставки; *14* — от преобразователей информации гиростабилизатора; *15* — сигналы «цель»; *16* — два аналого-цифровых преобразователя радара; *17* — сигналы карданова подвеса антенны; *18* — моменты к гироскопам радара встреч; *19* — два аналого-цифровых преобразователя; *20* — к измерителю горизонтальной скорости; *21* — данные о дальности и скорости изменения дальности; *22* — сигналы времени; *23* — сигналы статуса радара встреч: 1) хорошие данные, 2) включен; 3) малый масштаб; *24* — возможность сопровождения; *25* — данные высоты и скорости; *26* — сигналы времени; *27* — сигналы статуса радара посадки: 1) положение антенны, 2) данные по N, 3) данные по V хорошие, 4) малый масштаб; *28* — команды положения зависания; *29* — команды скорости по тангажу, рысканию и вращению (аналоговые); *30* — $\pm X$, $\pm Y$ и $\pm Z$. Команды поступательного движения (постоянный уровень); *31* — команды $\pm \Delta H$; *32* — управление клавиатурой; *33* — линия связи (передача); *34* — эталонные часы синхронизации; *35* — двигатель подготовлен; *36* — включение и выключение двигателя; *37* — команды изменения уровня тяги; *38* — команды изменения углов подвеса; *39* — различные нарушения углового положения; *40* — сигналы включения и выключения рулевых реактивных двигателей; *41* — разделение; *42* — отказ пары рулевых двигателей; *43* — управление наведением и навигацией, автоматика, удержание и автоматическое дросселирование; *44* — аварийная ситуация, ситуация близка к аварийной; *45* — указать инерциальные данные; *46* — блок приема (не используется); *47* — малый масштаб горизонтальной скорости; *48* — от пиротехнических устройств; *49* — ручное включение; *50* — разное; *51* — от гиростабилизатора; *52* — углы карданова подвеса; *53* — к гиростабилизатору для грубой выставки; *54* — три аналого-цифровых преобразователя (гиростабилизатор); *55* — ошибки ориентации; *56* — серия цифровых слов; *57* — от цифро-аналоговых преобразователей информации; *58* — скорость, полученная инерциальными измерителями или радаром; *59* — предостережения от вычислителя, инерциальной подсистемы и других систем; *60* — статус системы и световая сигнализация клавишно-индикаторного блока; *61* — числовые данные; *62* — телеметрия; *63* — космический корабль: тяга и моменты; *64* — индикаторы

средства, используемые при решении различных задач, и соответствующие потоки информации.

На рис. 2.47 показано размещение оборудования одного из вариантов (вариант «Блок I») системы управления. Чтобы облегчить понимание прохождения сигналов, используемых в системе, на последующих рисунках это размещение нарушено и

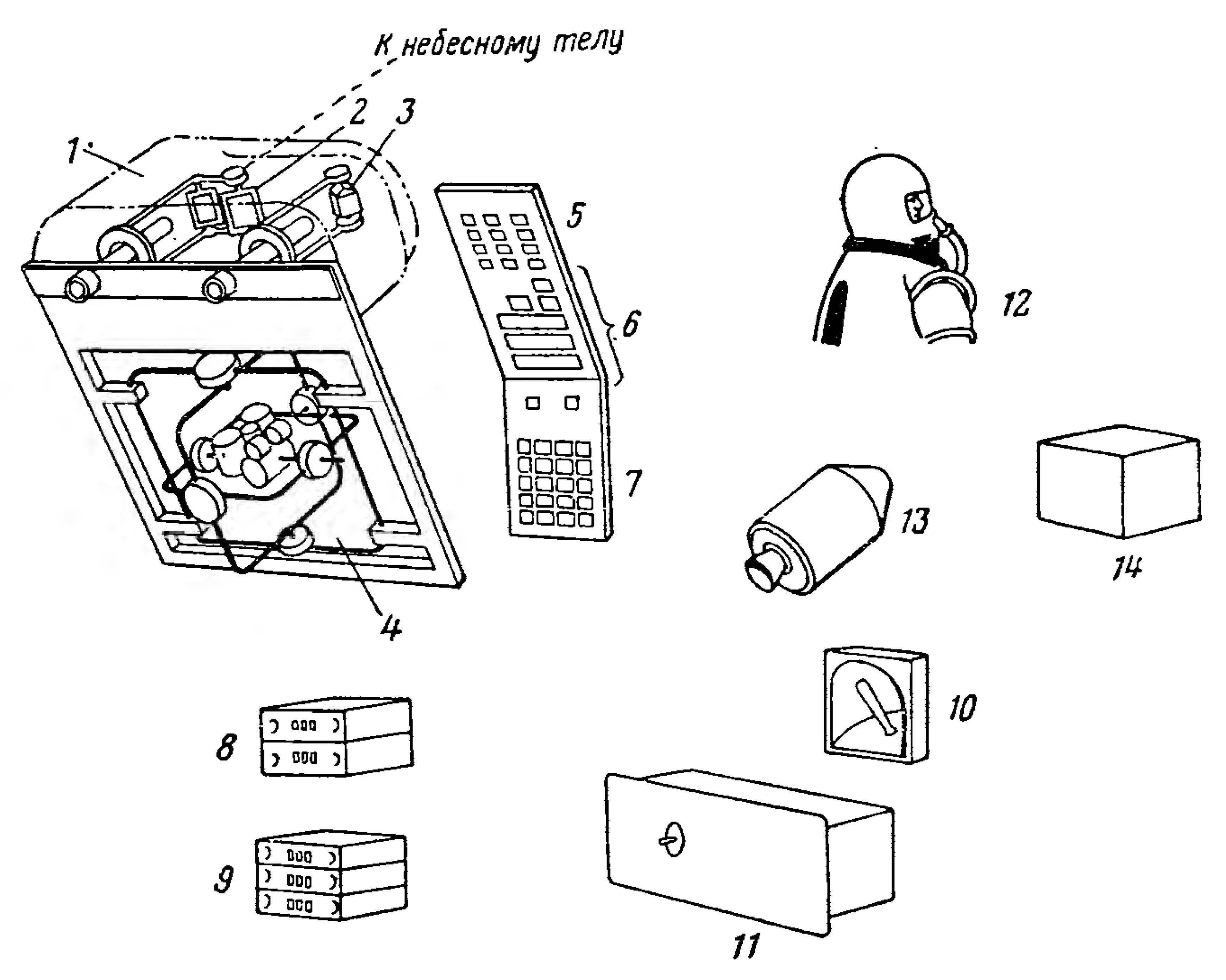


Рис. 2.47. Оборудование, размещаемое в нижнем приборном отсеке командного модуля:

1 — оптический прибор; *2* — секстант; *3* — телескоп; *4* — гиростабилизатор; *5* — навигационные указатели и преобразующее устройство; *6* — индикаторы; *7* — клавиатура (для внешних команд); *8* — блок связи оптических устройств и индикаторов; *9* — блок связи гиростабилизатора и индикаторов; *10* — рукоятка ручного управления; *11* — вычислитель наведения и стабилизации; *12* — человек — контролер и по желанию — оператор; *13* — космический корабль «Аполлон»; *14* — преобразующее устройство для стабилизации и маневров

оборудование показано более раздробленным. Состав аппаратуры варианта «Блок I» более удобен для изложения материала настоящего раздела, чем состав более позднего и более компактного окончательного варианта «Блок II».

Рис. 2.48 дает ключ к последующим схемам. На ней показаны основные подсистемы варианта «Блок I» системы наведения и навигации командного модуля. Здесь же указаны их названия и в некоторых случаях — назначение. Эти названия необходимы для опознания соответствующих элементов на последующих фигурах. Приборы-датчики показаны в центре вверху: это два опти-

ческих прибора (секстант и сканирующий телескоп) и гиростабилизатор. Они установлены на общей жесткой навигационной базе. Слева вверху находятся два комплекта аналого-цифровых преобразователей, служащих для обмена информацией о значении углов между оптическими приборами и гиростабилизатором, с одной стороны, и вычислительным устройством, изображенным в центре, — с другой. Указатели и клавиатура вычислительного устройства показаны справа вверху. Космический корабль в целом (командный и двигательный модули) представлен справа от

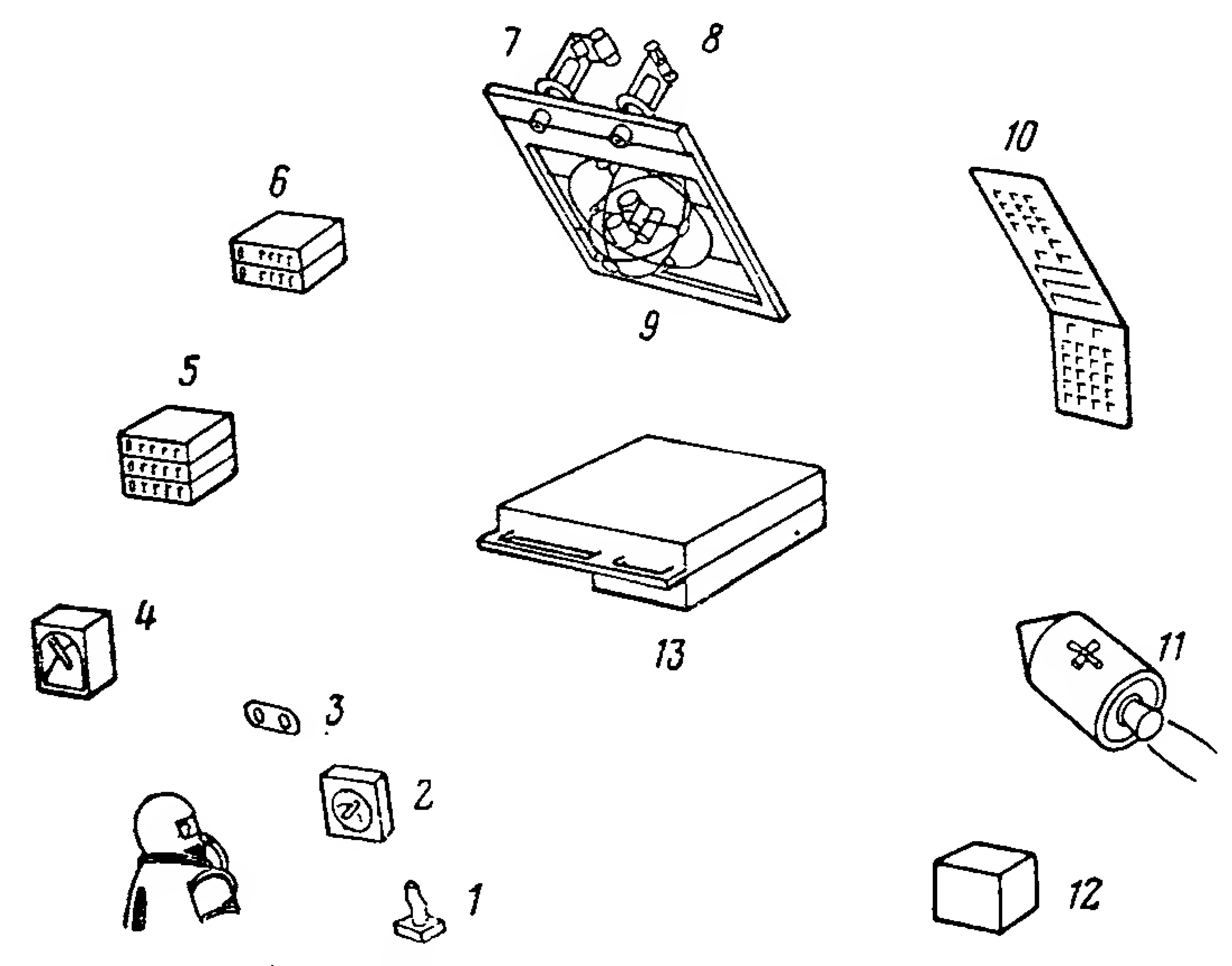


Рис. 2.48. Подсистемы и их названия:

1 — рукоятка управления ориентацией; *2* — рукоятка минимальных импульсов; *3* — кнопка «цель»; *4* — рукоятка управления оптическими устройствами; *5* — преобразователи информации гиростабилизатора; *6* — преобразователи информации оптики; *7* — секстант; *8* — телескоп; *9* — гирстабилизатор; *10* — индикаторы и клавиатура; *11* — командный и двигательный модули; *12* — система стабилизации и регулирования; *13* — вычислитель

центра. В варианте «Блок I», кроме системы навигации и наведения, имеется отдельная система стабилизации и регулирования (автопилот). Она показана справа внизу. Штурман-космонавт изображен слева внизу в окружении нескольких наиболее важных устройств для ручного управления.

Первый режим работы — наведение при активном полете (рис. 2.49). Сигналы акселерометров, установленных на гироплатформе, обрабатываются в вычислителе, который по уравнениям наведения отыскивает ориентацию объекта с работающими двигателями, необходимую для достижения требуемого направления ускорения. Эта ориентация сравнивается в преобразователях информации с действительной ориентацией, измеренной гиростабилизатором. По разностям формируют управляющие сиг-

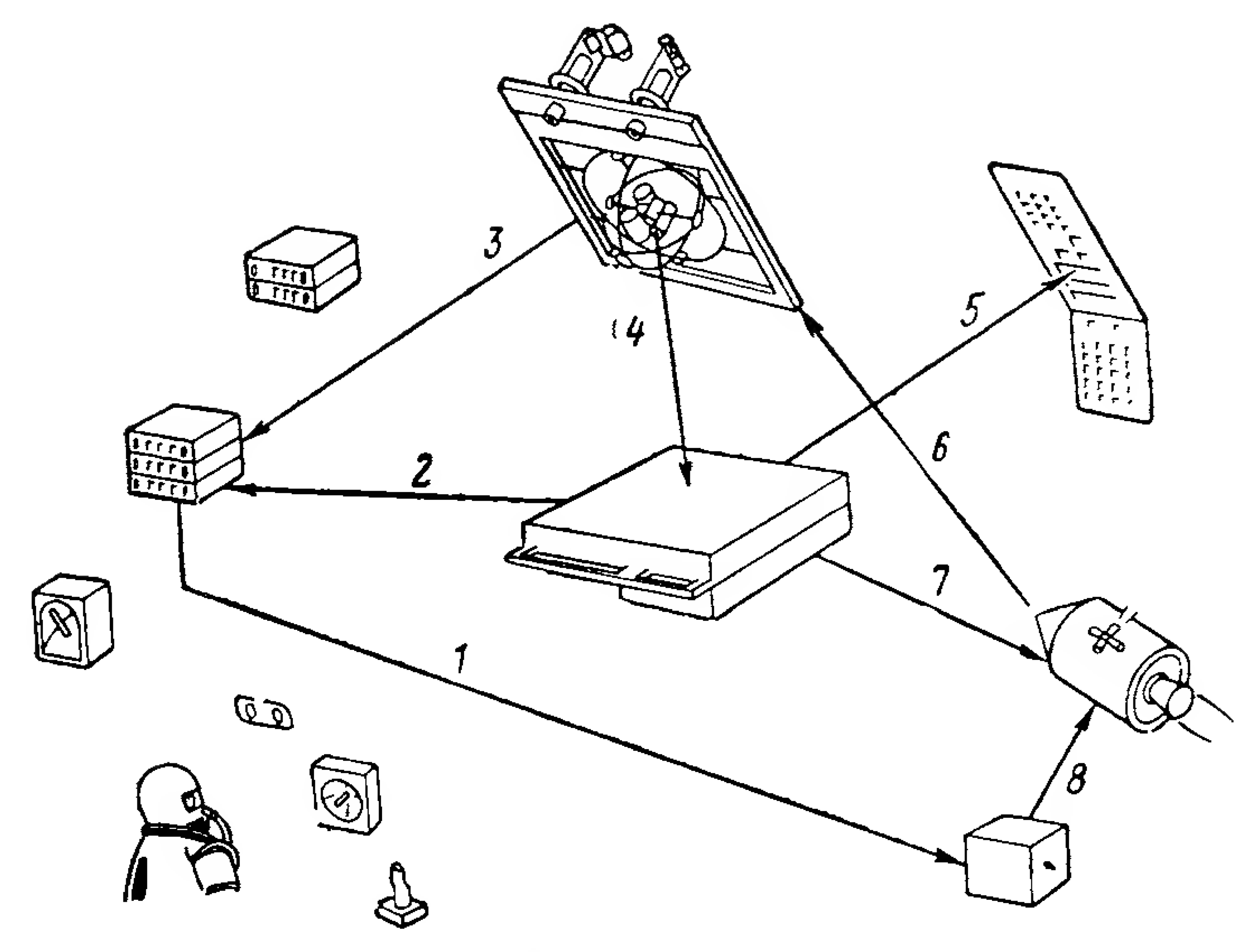


Рис. 2.49. Наведение:

1 — сигналы рассогласования; *2* — команда ориентации; *3* — измеренная ориентация; *4* — измеренное ускорение; *5* — необходимое увеличение скорости; *6* — движение космического корабля; *7* — включение и выключение двигателя; *8* — управление рулевыми реактивными двигателями и основным двигателем двигательного модуля

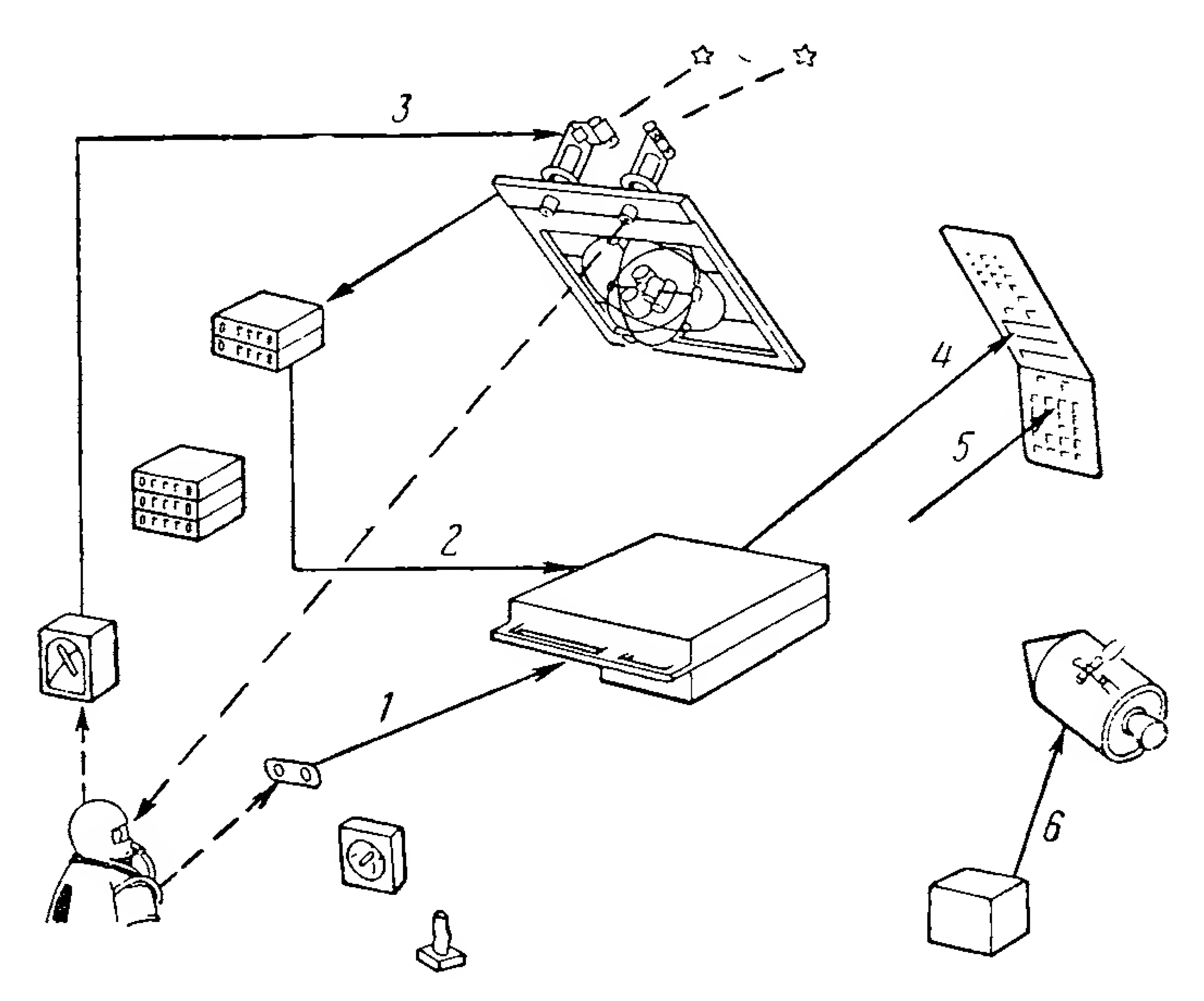


Рис. 2.50. «Грубая» выставка гироплатформы, шаг 1:

1 — сигнал «цель»; *2* — углы звезды; *3* — прицеливание и сигнал сопровождения; *4* — ориентация космического корабля; *5* — шифр звезд; *6* — удержание ориентации

налы, которые посылаются в автопилот, регулирующий ориентацию. Результирующее движение космического корабля воспринимается гиростабилизатором; тем самым замыкается обратная связь. Когда требуемое изменение скорости достигнуто, вычислитель посылает двигателю сигнал на его выключение. Космонавты могут контролировать весь процесс управления с помощью индикаторов вычислителя, показывающих, в частности, величины приращений, которые следует еще сообщить компонентам скорости. Перед использованием гиростабилизатора его платформе нужно придать требуемое угловое положение. Процесс его начального ориентирования рассматривается далее.

Выставка гиростабилизатора осуществляется обычно в два этапа: «грубо» и «точно». Цель первого шага «грубой выставки» — сообщить вычислителю достаточно точные сведения об ориентации космического корабля относительно звездной системы координат, которую предполагается материализовать с помощью гироплатформы. Для этого штурман визирует с помощью сканирующего телескопа последовательно две звезды (рис. 2.50). Наблюдая изображение звезды, штурман поворачивает призму сканирующего телескопа с помощью рукоятки управления оптикой (рукоятка для левой руки) таким образом, чтобы изображение звезды поместилось в центральную точку шкалы. Добившись удовлетворительного нацеливания, он нажимает кнопку «цель». В результате в вычислитель подается сигнал, по которому тот считывает углы сканирующего телескопа, поступающие через преобразователи блока связи оптического прибора. Аналогичным образом определяется направление на вторую звезду, составляющее достаточно большой угол с направлением на первую. Шифр звезды посылается в вычислитель с помощью клавиатуры последнего. По этим данным вычислитель определяет пространственную ориентацию космического корабля, неизменность которой в течение всех этих операций поддерживается с достаточной точностью автопилотом, имеющим свои гироприборы.

Во время второго шага «грубой выставки», показанного на рис. 2.51, вычислитель находит требуемые величины углов карданова подвеса гироплатформы, определяемые известной ориентацией космического корабля и маневром наведения, который следует совершить после выставки. Сигналы, соответствующие требуемым углам, поступают в гиростабилизатор через преобразователи информации и быстро отрабатываются двигателями стабилизации гироплатформы. При этом используются сигналы рассогласования, снимаемые с вращающихся трансформаторов, расположенных по каждой из осей карданова подвеса. Затем двигатели стабилизации переключаются на отработку сигналов рассогласования гироскопов гироплатформы, чтобы поддерживалась достигнутая ориентация.

Во время первого шага точной выставки (рис. 2.52) штурман снова определяет направления на две звезды. При этом для по-

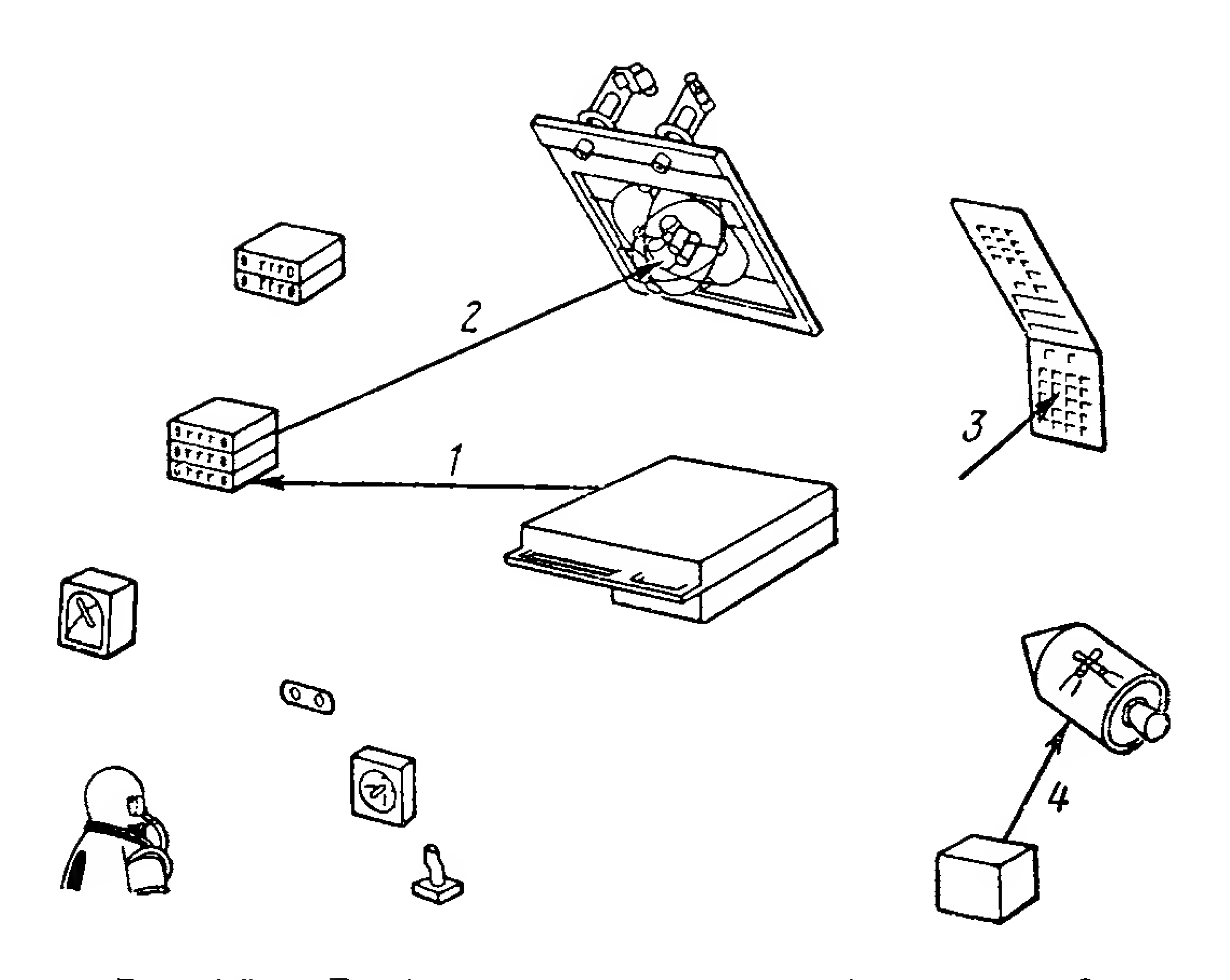


Рис. 2.51. «Грубая» выставка гироплатформы, шаг 2:
1 — требуемые углы карданова подвеса гироплатформы; *2* — управление кардановым подвесом гироплатформы для достижения требуемых углов; *3* — тип требуемого маневра; *4* — удержание ориентации

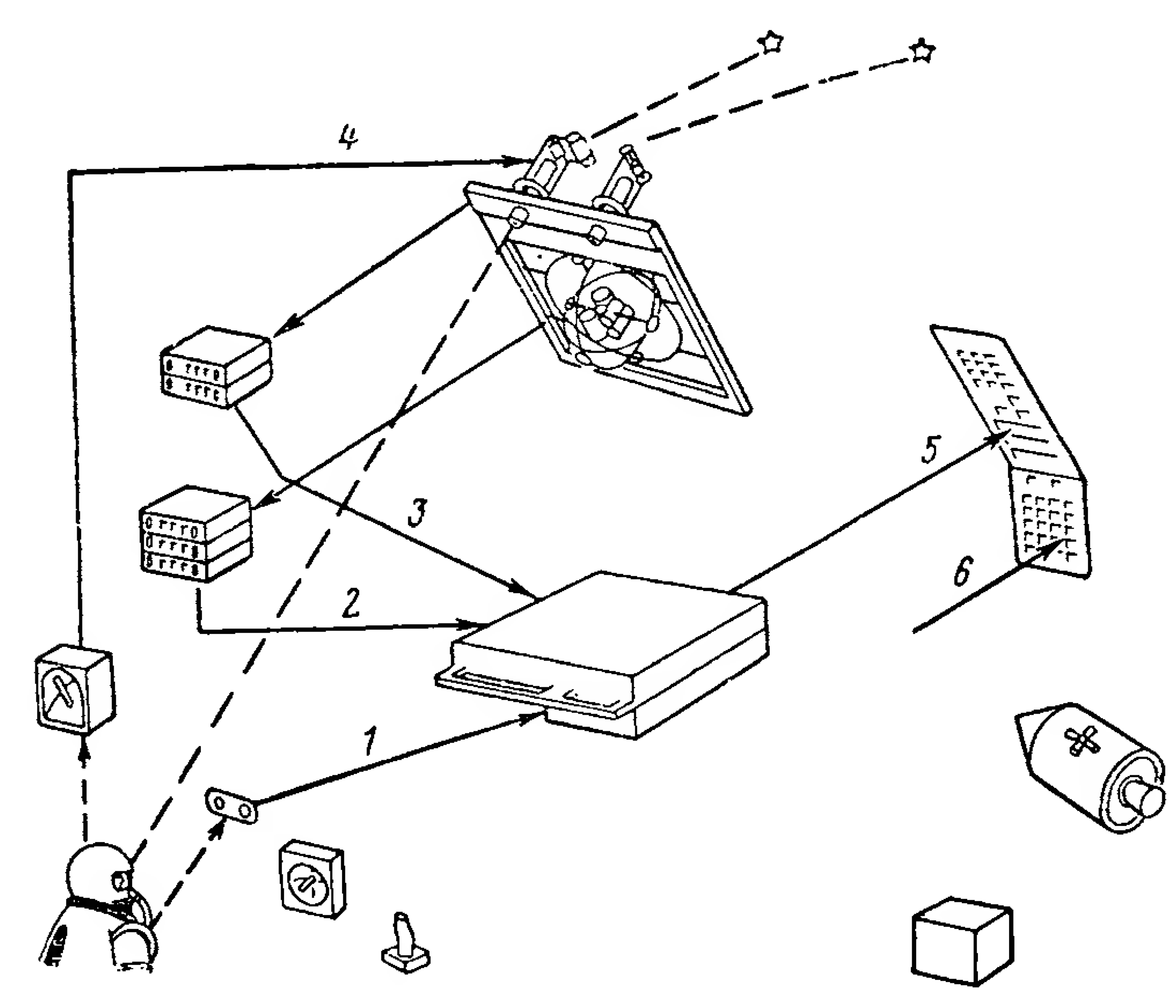


Рис. 2.52. «Точная» ручная выставка гироплатформы, шаг 1:
1 — сигнал «цель»; *2* — углы гироплатформы; *3* — углы направления на звезду; *4* — сигнал сопровождения звезды; *5* — ориентация гироплатформы в пространстве; *6* — шифр звезд

лучения необходимой точности он использует секстант. Последний, как говорилось выше, дает большое увеличение и обеспечивает прецизионное считывание углов. Предполагается, что при этом гироплатформа управляется гироскопами стабилизации и ее ориентация достаточно близка к требуемой. Распознав наблюдаемые звезды, штурман вводит их шифр в вычислитель, а при совмещении изображения звезды с перекрестием подает сигнал «цель». По этому сигналу вычислитель считывает одновременно углы секстанта и гироплатформы, передаваемые через преобразователи информации, и по ним определяет направления на

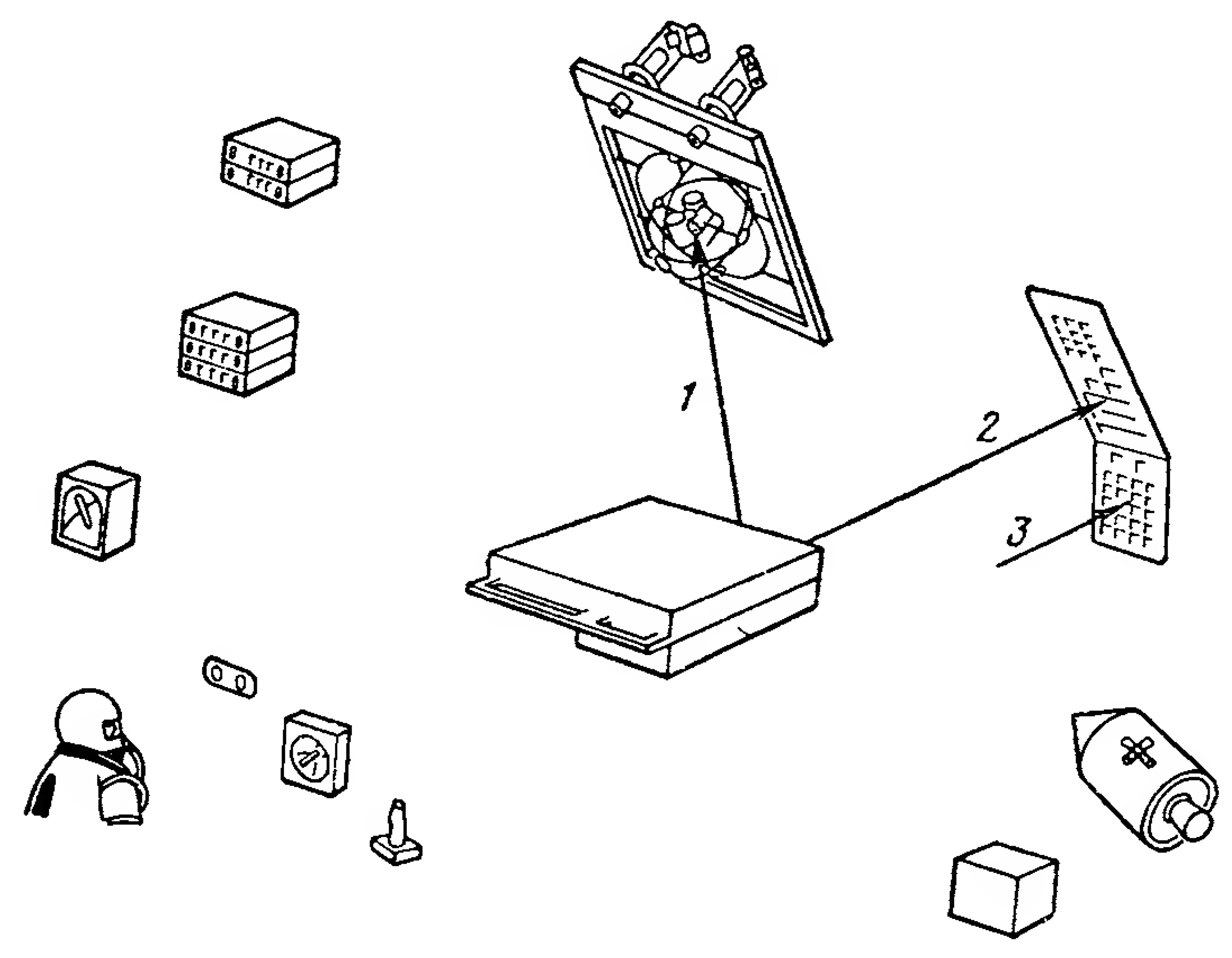


Рис. 2.53. «Точная» ручная выставка гироплатформы, шаг 2:
1 — на датчики моментов гироскопов; 2 — погрешности ориентации гироплатформы; 3 — тип требуемого маневра

звезду в системе координат, связанной с гироплатформой. Затем может быть вычислена удерживаемая гироскопами пространственная ориентация гироплатформы. В течение операций первого шага «точной» выставки нет необходимости удерживать ориентацию космического корабля строго неизменной, лишь бы его угловая скорость была настолько мала, чтобы штурман мог достаточно точно отслеживать звезду.

В течение второго шага (рис. 2.53) вычислитель определяет погрешность ориентации гироплатформы, являющуюся разностью между действительной ее ориентацией и той, которая требуется для последующего маневра. Затем вычислитель отмеряет необходимое число импульсов датчикам моментов гироскопов гироплатформы для надлежащей прецессии гироскопов и корректировки ориентации гироплатформы. Если рассогласование действительной и требуемой ориентации было значительным,

то для достижения большей точности могут быть повторены оба шага «точной» выставки.

Если космический корабль совершает полет по орбите спутника на малой высоте, то автономные навигационные измерения могут быть выполнены либо с использованием в качестве базы отсчета известных ориентиров, либо других баз, о чем будет сказано ниже. При использовании в качестве базы отсчета известных ориентиров (рис. 2.54) штурман вначале выставляет гиро-

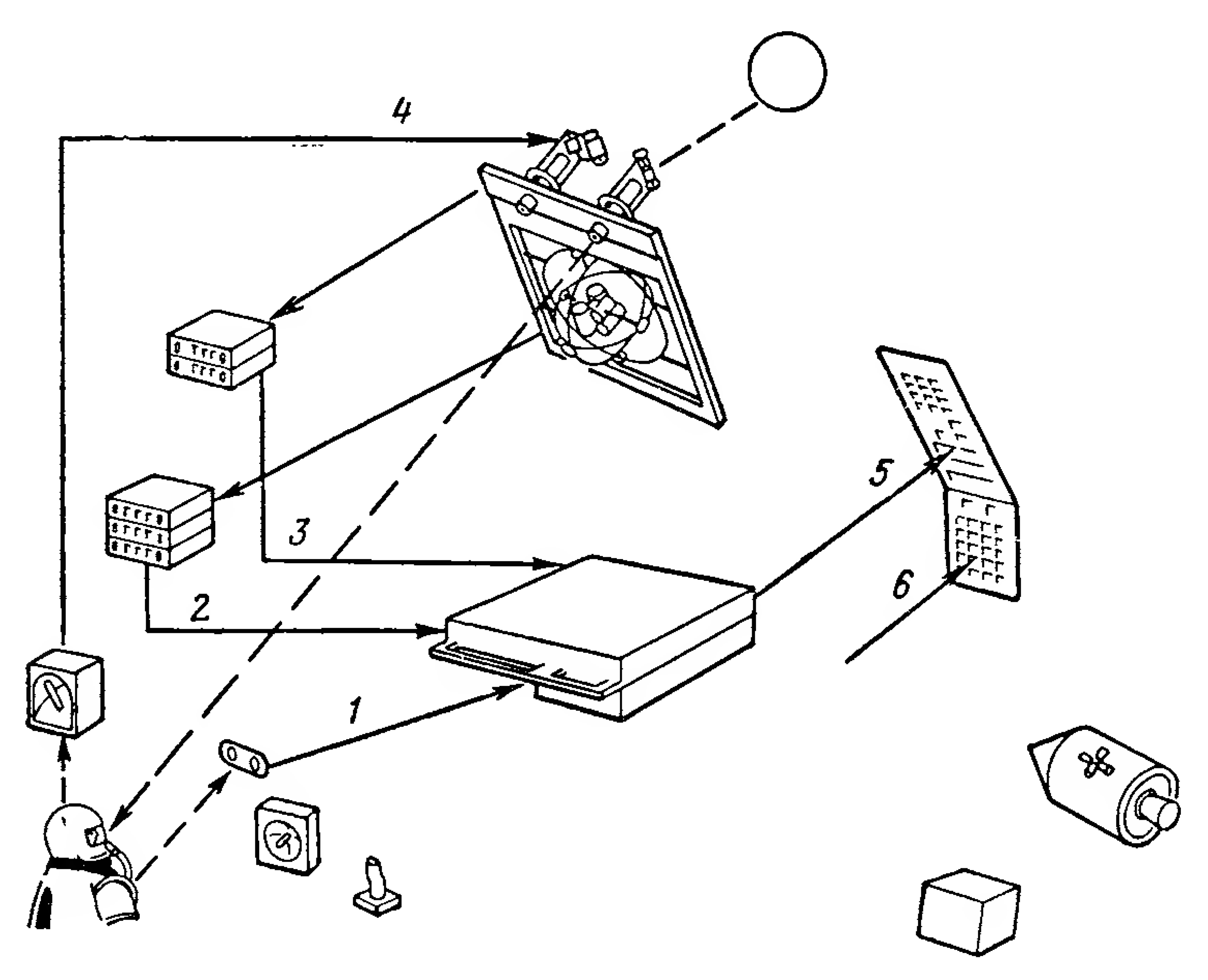


Рис. 2.54. Навигация на низкой орбите — отслеживание ориентира:
1 — сигнал «цель»; *2* — углы гироплатформы; *3* — углы ориентира; *4* — ручное нацеливание и сигнал сопровождения; *5* — предполагаемая коррекция вектора состояния по данным визирования; *6* — шифр ориентира

платформу в соответствии с изложенным выше. Далее гиростабилизатор обеспечивает базовую систему координат. Используя сканирующий телескоп, штурман отслеживает проходящий под ним опознанный ориентир. Когда нацеливание осуществлено, он дает сигнал «цель»; вычислитель считывает углы гироплатформы, углы сканирующего телескопа и время и определяет направление на ориентир в системе координат, связанной с гироплатформой. Далее по этим данным уточняются оценка вычислителем местоположения и скорости и оценка ошибок в этих параметрах. Космонавты могут ознакомиться с этими данными с помощью указателей. Хотя рассмотренный способ предполагает использование опознанных ориентиров с известными координатами, могут быть использованы и незнакомые ориентиры, как это описано в пятой части.

Измерение углов между известными звездами и ориентирами с помощью секстанта служит для навигации при полете от Земли к Луне и обратно (рис. 2.55). Предполагается, что процесс предварительного нацеливания сканирующим телескопом уже осуществлен, так что изображения выбранных ориентира и звезды уже находятся в поле зрения секстанта. Для того чтобы удержать ориентир в поле зрения, штурман управляет ориентацией космического корабля и связанной с ним линии визирования ориенти-

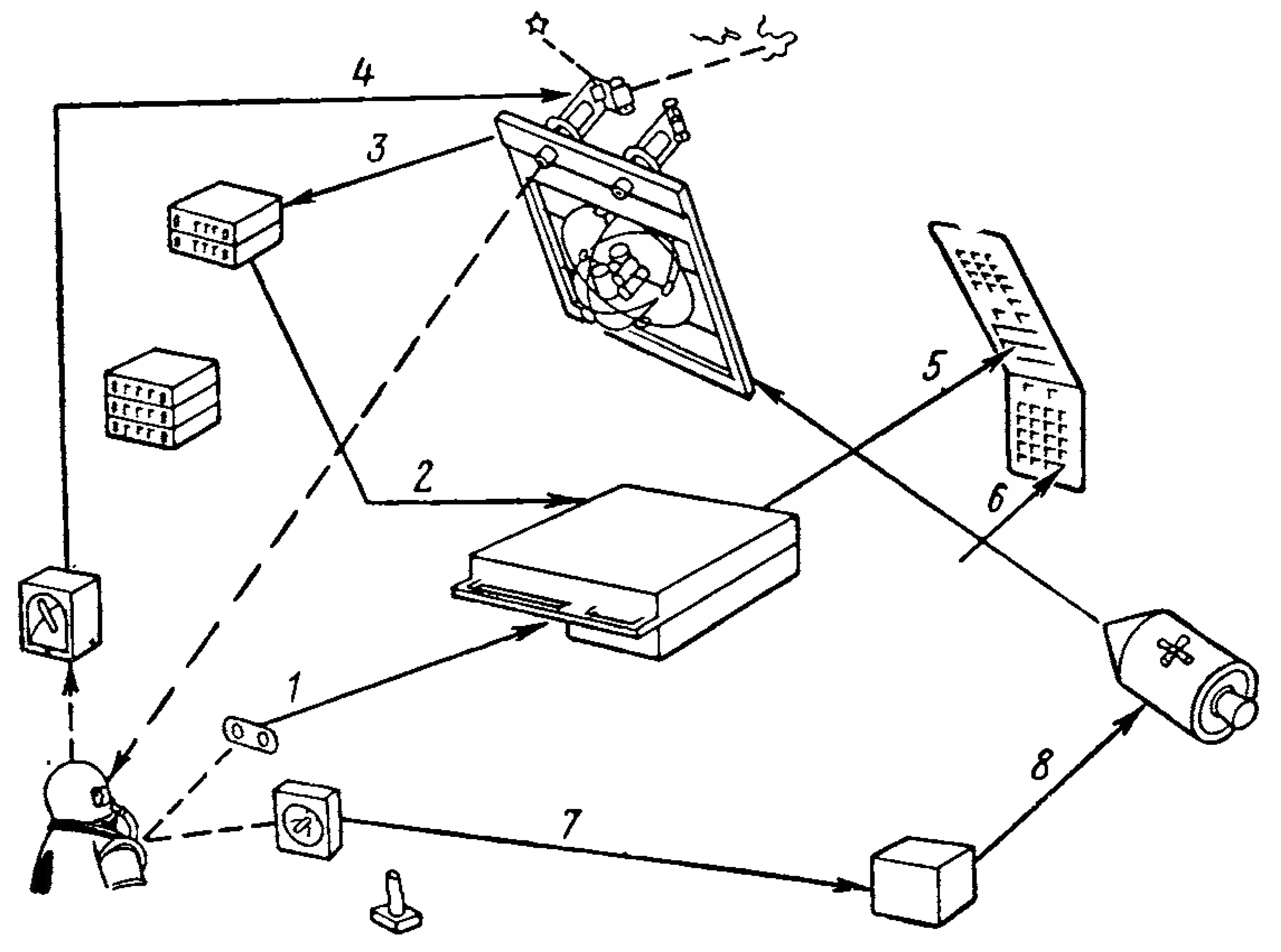


Рис. 2.55. Навигация при перелете от Земли к Луне и обратно — неавтоматическое измерение угла между звездой и ориентиром:
1 — сигнал «цель»; *2* — угол между звездой и ориентиром; *3* — угол зеркала; *4* — ручное управление относительным положением звезды; *5* — предполагаемая коррекция вектора состояния по данным визирования; *6* — шифры звезды и ориентира; *7* — минимальные импульсы для удержания ориентира в поле зрения; *8* — управление минимальными импульсами рулевых реактивных двигателей

ра, подавая периодически с помощью рукоятки для правой руки команды рулевым двигателям. Для наложения изображения звезды на ориентир он управляет зеркалом секстанта с помощью рукоятки для левой руки. Когда произошло достаточно точное наложение, штурман нажимает кнопку «цель» и вычислитель считывает навигационный угол и время. Затем эти данные обрабатываются в вычислителе по специальной программе. Величина поправки, которую предполагается внести в оценку координат и скорости корабля по результатам последнего измерения, может быть прочитана на табло. Поэтому прежде чем эта поправка будет введена и использована в вычислителе для навигации, штурман может отказаться от нее, если сочтет измерение ошибочным.

Навигация с использованием автоматического отслеживания звезды и фотометра горизонта осуществляется в два шага. Пер-

вый шаг (рис. 2.56) состоит в предварительном нацеливании штурманом автоматического отслеживателя секстанта на навигационную звезду с помощью сканирующего телескопа. Когда захват звезды автоматическим отслеживателем произошел, появляется световой сигнал «есть звезда».

Затем совершается второй шаг (рис. 2.57). Штурман вручную управляет ориентацией корабля так, чтобы навести связанную с ним ось чувствительности фотометра на освещенный горизонт, наблюдая при этом взаимное расположение звезды и горизонта в телескоп. Визирная сетка телескопа позволяет штурману поместить ось чувствительности фотометра в плоскость, содержа-

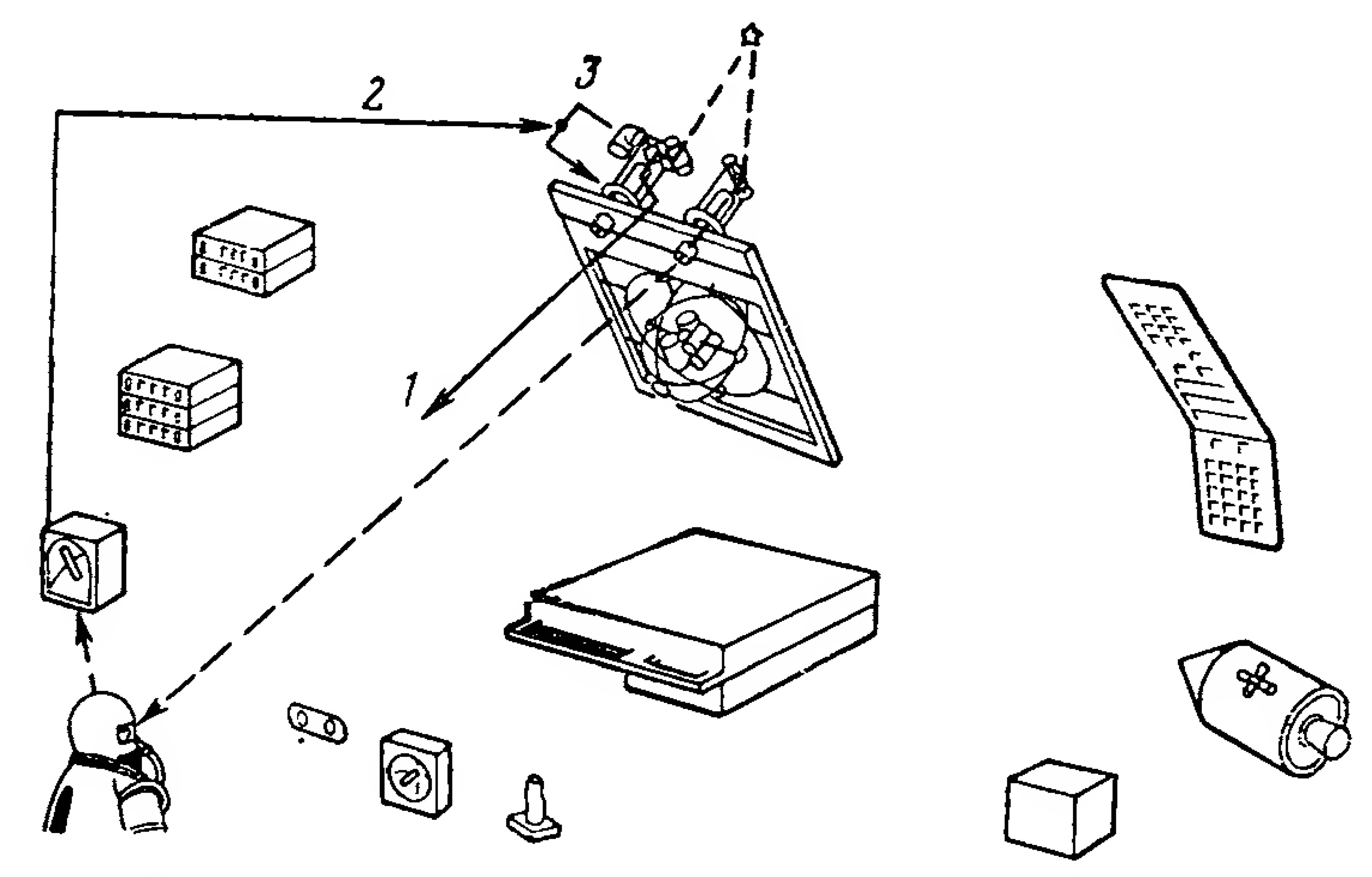


Рис. 2.56. Использование освещенного горизонта для неавтоматического навигационного измерения, шаг 1:

1 — световой сигнал «есть звезда»; *2* — начальное нацеливание по командам; *3* — обратная связь автоматического отслеживателя звезды

щую звезду и центр планеты. В результате этого район, воспринимаемый фотометром, оказывается непосредственно под звездой. Теперь необходимо, чтобы ось чувствительности фотометра, оставаясь в этой плоскости, оказалась также в плоскости горизонта. Когда воспринимаемая фотометром яркость падает до половины своего максимального значения, фотометр автоматически посылает сигнал «цель» вычислителю и последний считывает навигационный угол и время. Эти операции могут быть выполнены по отношению к освещенным Солнцем дискам Луны и Земли. При нацеливании на земной диск полагаются на стабильную величину яркости рассеянного атмосферой света на определенных высотах (см. ч. 5).

Сканирующий телескоп и секстант имеют одинаковые углы по продольной оси. По поперечной оси управление независимое. Управление сканирующим телескопом по поперечной оси используется для наложения изображения диска Земли на перекрестие

в целях приемлемого нацеливания фотометра. Вычислитель сравнивает измеренный угол между направлением на звезду и горизонтом с ожидаемым, уточняет вектор состояния и матрицу ошибок.

В рассмотренном процессе ориентацией оси чувствительности фотометра управлял космонавт. Если гиростабилизатор действует и должным образом выставлен, то этот процесс может

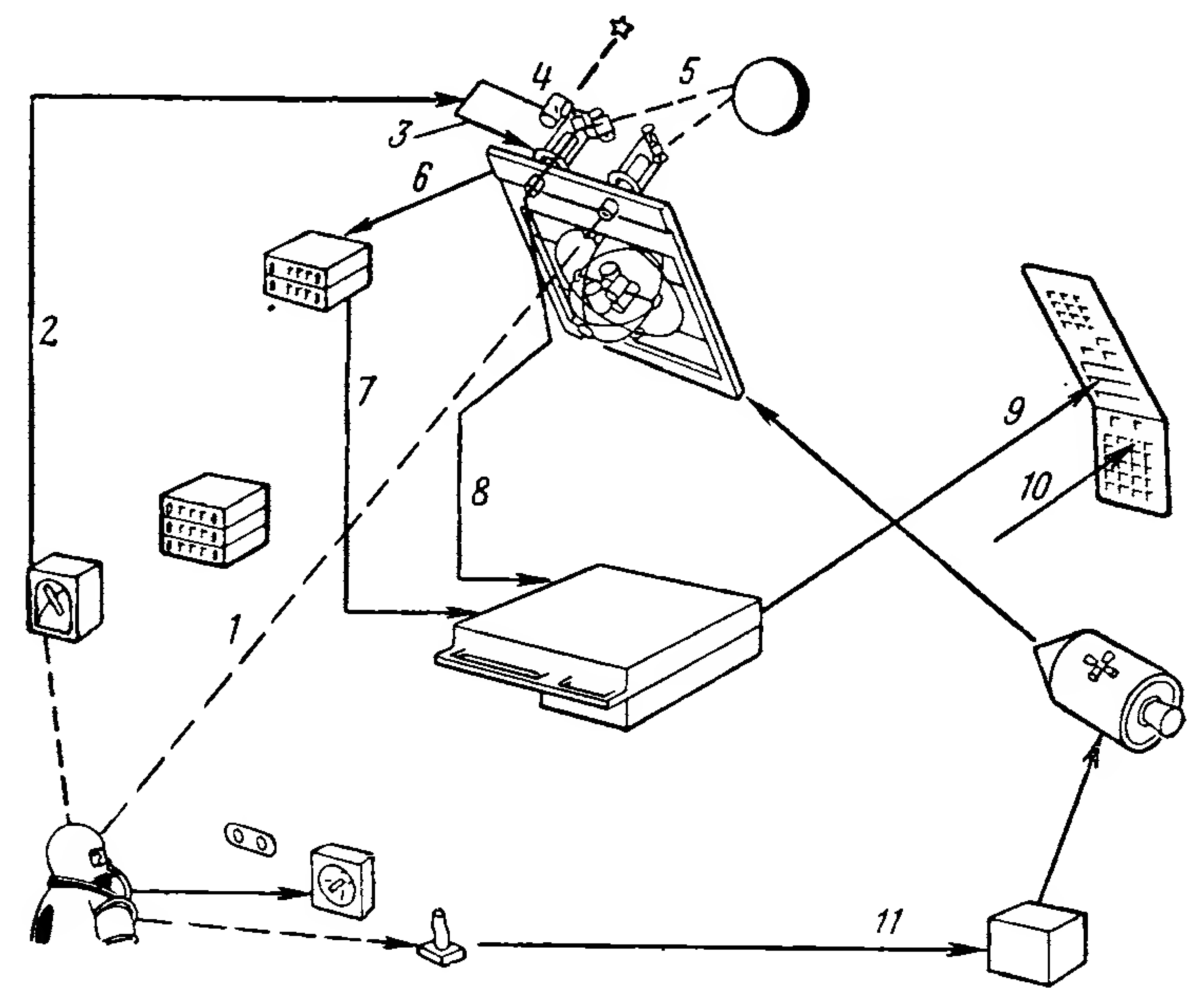


Рис. 2.57. Использование освещенного горизонта для неавтоматического навигационного измерения, шаг 2:

1 — наблюдение в сканирующий телескоп; *2* — управление сканирующим телескопом по поперечной оси; *3* — автоматическое отслеживание звезды с использованием привода зеркала; *4* — автоматический звездный отслеживатель; *5* — фотометр; *6* — угол секстанта по поперечной оси; *7* — угол между звездой и горизонтом; *8* — сигнал «цель» фотометра; *9* — предполагаемая коррекция вектора состояния по результатам визирования; *10* — шифр звезды; *11* — команды ориентации корабля для вертикального сканирования фотометром

осуществляться автоматически по программе вычислителя.

Наличие в секстанте устройства отслеживания звезды позволяет автоматически выставлять гиростабилизатор (рис. 2.58 и 2.59). Однако чтобы это устройство могло без помощи космонавта нацелить секстант на выбранную для выставки звезду, гиростабилизатор должен быть заранее приблизительно выставлен, обеспечивая тем самым базу для грубого отсчета направлений. Автоматическая выставка, рассматриваемая ниже, особенно полезна для коррекции уходов гироплатформы после длительной работы гиростабилизатора.

Во время первого шага точной выставки, показанного на

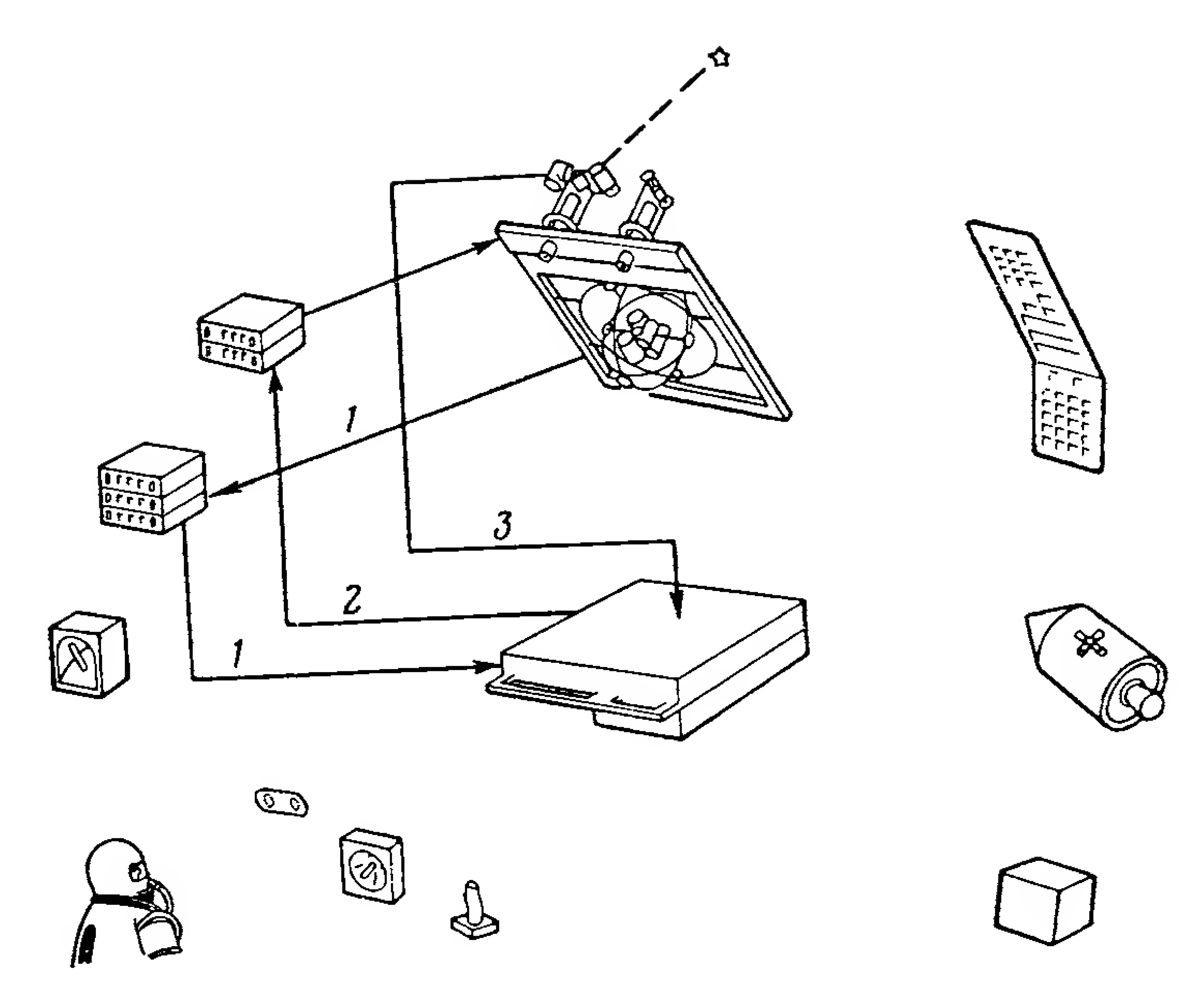


Рис. 2.58. Точная автоматическая выставка гироплатформы, шаг 1:

1 — углы гироплатформы; *2* — команды на привод зеркала; *3* — сигнал «есть звезда»

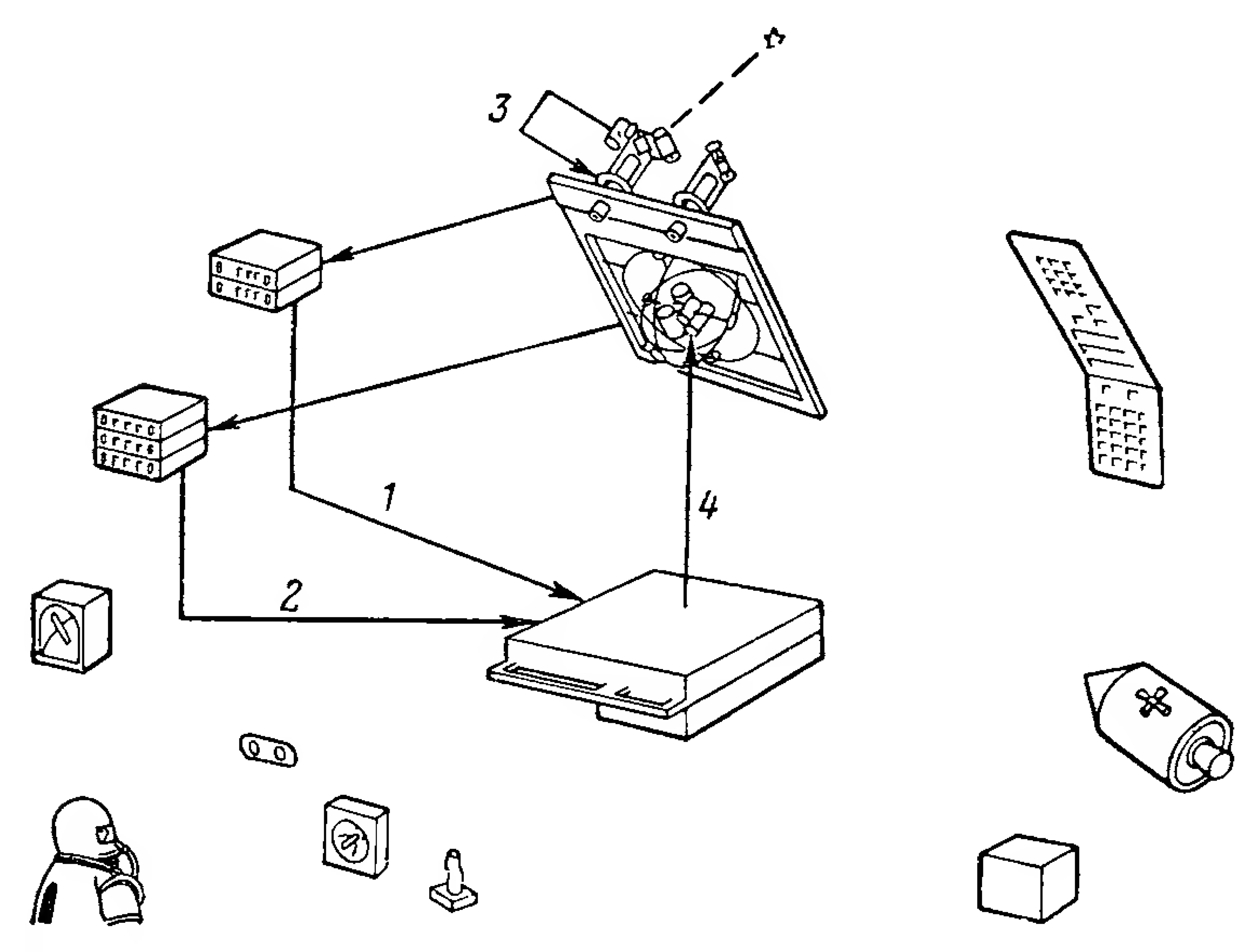


Рис. 2.59. Точная автоматическая выставка гироплатформы, шаг 2:

1 — угловые координаты звезды; *2* — углы гироплатформы; *3* — обратная связь автоматического отслеживателя звезды; *4* — к датчикам моментов гироскопов

рис. 2.58, вычислитель, основываясь на измеренной с помощью гиростабилизатора ориентации летательного аппарата, указывает секстанту через преобразователи информации оптических устройств ожидаемое направление на звезду. Пусть требуемая звезда оказалась в поле зрения фотоследящего устройства и оно сигнализирует вычислителю, что звезда обнаружена.

Во время второго шага (см. рис. 2.59) режим работы системы изменяется по команде вычислителя таким образом, чтобы устройство отслеживания звезды посылало сигналы рассогласования

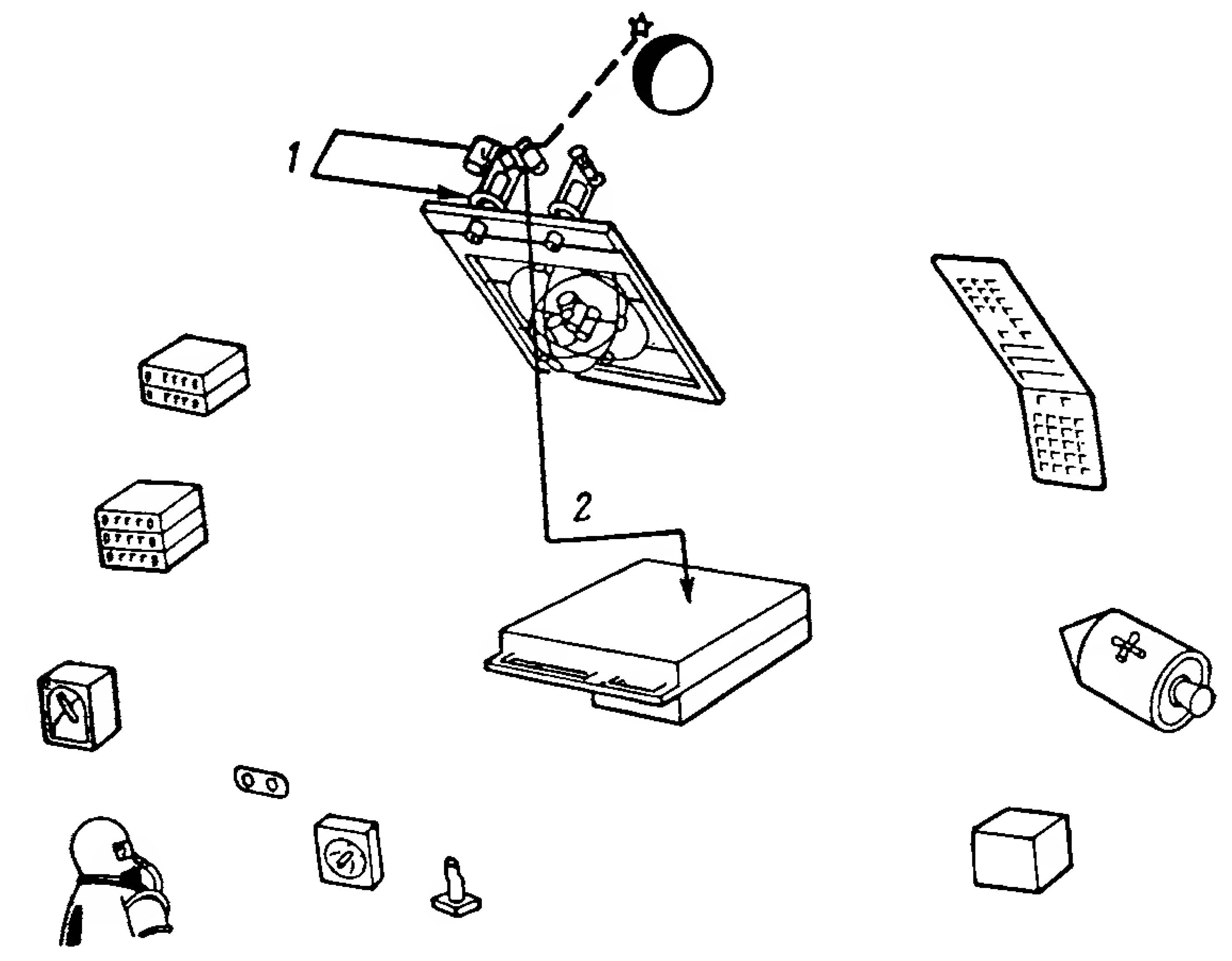


Рис. 2.60. Покрытие звезды Луной — автоматическое навигационное измерение:

1 — обратная связь автоматического отслеживателя звезды; *2* — сигнал «есть звезда» исчезает, когда звезда опускается ниже горизонта

следующим приводам секстанта; последний отслеживает теперь звезду автоматически. Далее вычислитель одновременно считывает углы секстанта и гиростабилизатора и определяет две компоненты погрешности ориентации гироплатформы. Затем ориентация гироплатформы корректируется путем подачи вычислителем сигналов на датчики моментов гироскопов гиростабилизатора, как это было описано выше. Нацеливание и отслеживание второй звезды завершает точную автоматическую выставку гироплатформы по всем трем осям.

Автоматический отслеживатель звезды позволяет также осуществлять автоматические навигационные измерения, основанные на затмении звезд Луной (рис. 2.60). Разумеется, необходимо предварительное нацеливание звездного отслеживателя, как это показано на рис. 2.56 или 2.58. Пока звезда «видна» — вос-

принимается световая энергия звезды — прибор вырабатывает для вычислителя сигнал «есть звезда». Когда из-за орбитального движения космического корабля звезда опускается ниже лунного горизонта, сигнал «есть звезда» исчезает. Это момент покрытия. Время исчезновения сигнала является навигационным отсчетом для вычислителя. Последний сравнивает момент времени покрытия звезды с ожидаемым, уточняет вектор навигационного состояния и вычисляет матрицу ошибок. Аналогичный процесс возможен при использовании земного диска. Однако вследствие

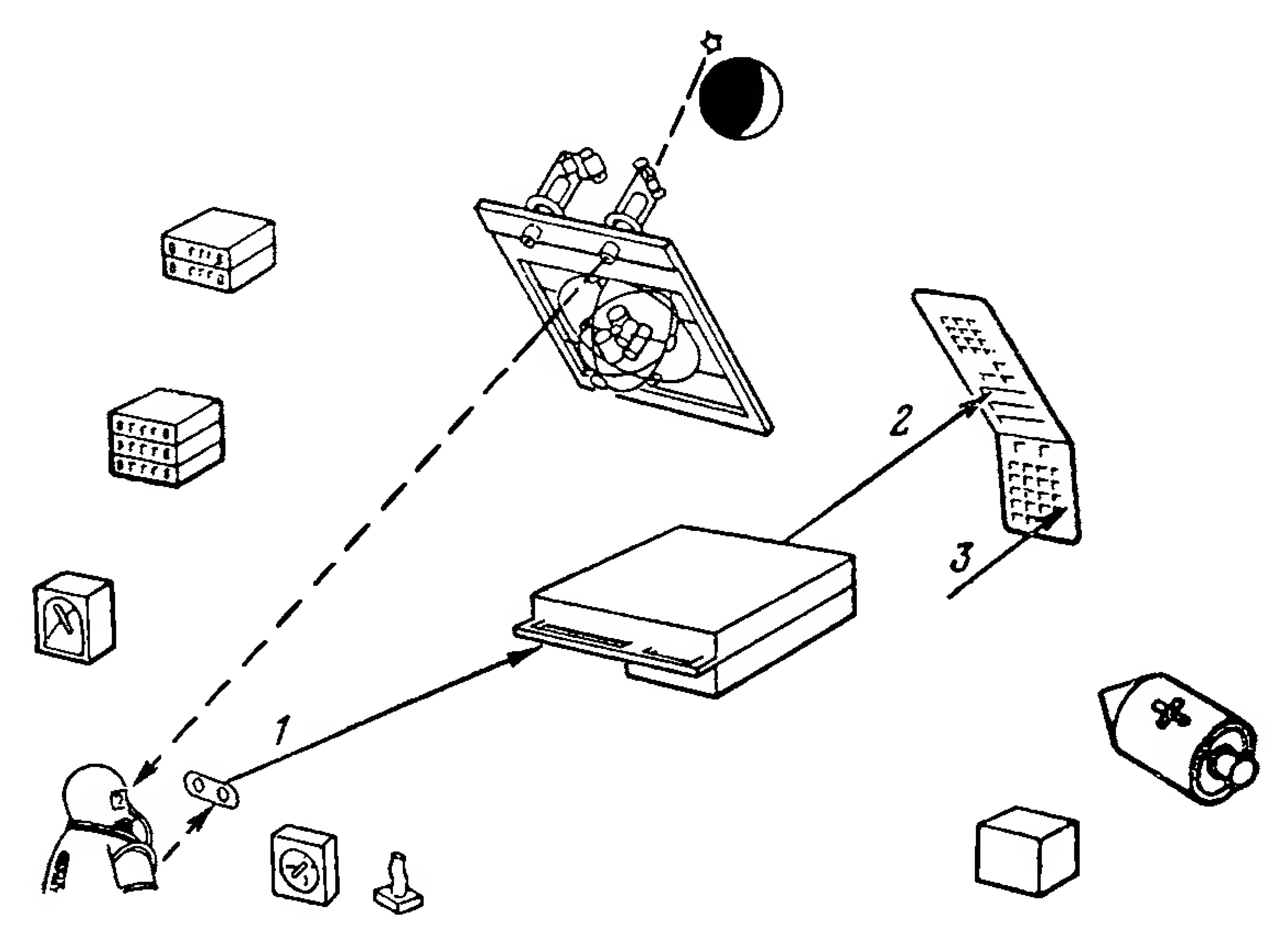


Рис. 2.61. Покрытие звезды Луной — неавтоматическое навигационное измерение:

1 — сигнал «цель» в момент угасания изображения звезды; *2* — предполагаемая коррекция вектора состояния по результатам определения момента покрытия; *3* — шифр звезды

рассеивания света звезды в земной атмосфере яркость ее уменьшается постепенно и это требует более сложной индикации «присутствия» звезды. Кроме автоматических измерений, связанных с покрытием звезд и выполняемых только что рассмотренным способом, возможны, разумеется, и аналогичные неавтоматические измерения (рис. 2.61).

Космонавт следит за моментом опускания звезды ниже лунного горизонта. Вычислитель сравнивает момент времени покрытия с ожидаемым, уточняет вектор навигационного состояния и матрицу ошибок. Неавтоматическая индикация имеет свои преимущества, так как не требует включения электроники оптической системы. Наблюдение может осуществляться космонавтом и через люк с засечкой времени специальным секундомером. Затем данные могут быть переданы на Землю и использованы во вспомогательных наземных навигационных измерениях.

ГЛАВА 2.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

Жизнь членов экипажа корабля «Аполлон» во время экспедиции на Луну будет, по-видимому, подвергаться некоторому риску, хотя, в сущности, этот риск мал. В отличие от большинства пионеров и искателей приключений прежних лет космонавты корабля «Аполлон» полетят на Луну лишь после того, как будет подтверждена безопасность этого полета. Сохранение жизни экипажа — наиболее важный момент в подготовке экспедиции. Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства (NASA) установило высокие нормы надежности. Вероятность того, что космонавты, покинувшие Землю в корабле, прошедшем проверку на старте, благополучно прилунятся на Луне, должна быть не менее 0,99, а вероятность их благополучного возвращения на Землю после выполнения, либо невыполнения задачи полета должна быть не менее 0,999. На достижение этого уровня надежности направлены все части программы «Аполлона»: планирование полета, конструирование космического корабля, тренировка экипажа, выбор методов испытаний и т. д. Настоящий раздел касается только аспектов безопасности, связанных с системой управления полетом.

Многое можно было бы сказать о методах создания сложного оборудования, имеющего чрезвычайно малую вероятность отказа. Всесторонне обсуждаются такие вопросы, как порядок основного проектирования, селекция деталей, методы производства, контроля и испытаний и т. д. Обойдя эти довольно известные проблемы, коснемся особенностей проектирования и планирования в проекте «Аполлон», благодаря которым отдельные возможные отказы не должны приводить к аварии всего корабля. Допустимость таких отказов базируется, прежде всего, на одном из основных принципов проекта, по которому после любого одиночного отказа, если это возможно, в работе должно оставаться оборудование, достаточное для благополучного возвращения экипажа на Землю. Хотя по практическим соображениям этот принцип не может быть претворен в жизнь полностью, число устройств, отказ которых в полете приводит к катастрофе, весьма мало.

ТРАЕКТОРИЯ АВАРИЙНОГО ВОЗВРАЩЕНИЯ

При проектировании системы наведения и навигации предусмотрена такая степень гибкости использования ее материальной части и программы вычислителя, что в случае отказа любого другого оборудования корабля обеспечиваются измерения и маневры, необходимые для аварийного возвращения на Землю по любой приемлемой траектории. В случае такого отказа, учитывая его характер и фазу полета, экипаж может подать команду к аварийному возвращению, информируя об этом надлежащим об-

разом вычислитель и приведя в соответствующее состояние двигательные системы. В некоторых ситуациях пилот может выбрать один из трех вариантов аварийного возвращения: 1) как можно более быстрое, т. е. критичное по времени аварийное возвращение с использованием всех пригодных двигательных средств, 2) аварийное возвращение, критичное по запасам топлива и требующее его оптимального использования при экономичных траекториях перехода с орбиты на орбиту, 3) нормальное аварийное возвращение по траекториям, обеспечивающим достижение одного из заранее подготовленных районов посадки. Для облегчения выбора режима аварийного возвращения вычислитель может информировать экипаж о времени полета и о расходе топлива в каждом упомянутом варианте.

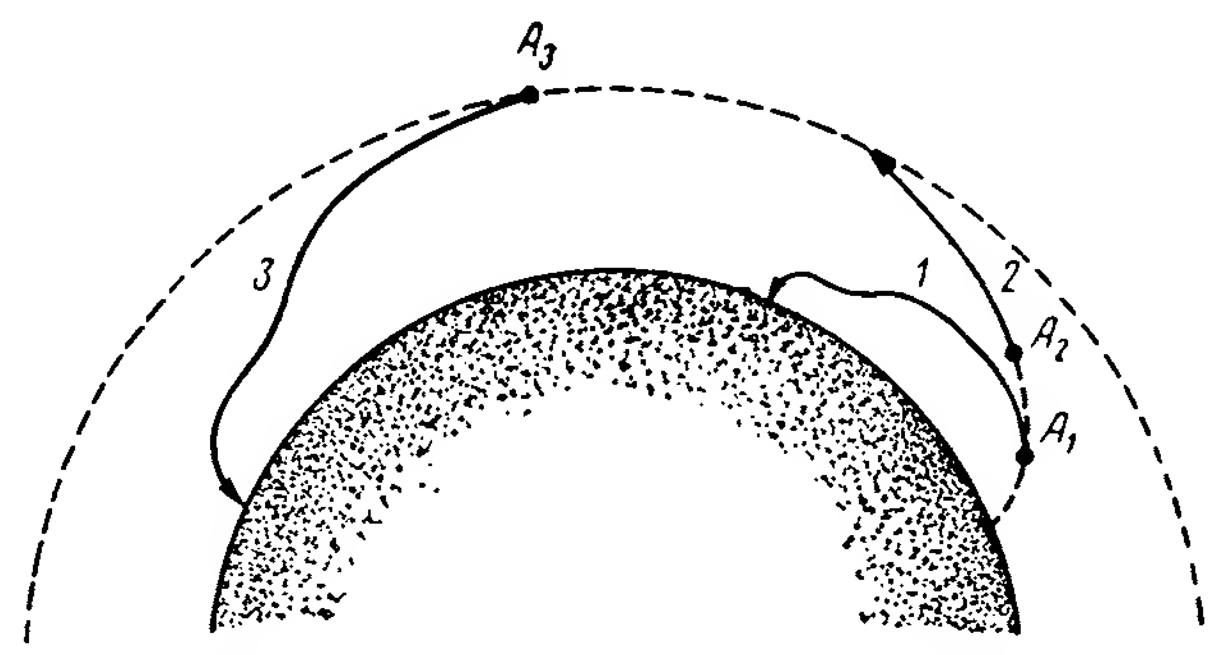


Рис. 2.62. Траектория аварийного возвращения при аварии вблизи Земли:

A_1, A_2, A_3 — точки начала траекторий аварийного возвращения; *1* — непосредственное аварийное возвращение с траектории выведения; *2* — аварийное возвращение с довыведением на орбиту спутника Земли; *3* — аварийное возвращение с орбиты спутника Земли

Траектория аварийного возвращения, которую предстоит определить и осуществить системе навигации и наведения, зависит от этапа полета, на котором принимается решение. При полете вблизи Земли (рис. 2.62) предусмотрено три типа траекторий аварийного возвращения. Траектория *1* соответствует непосредственному аварийному возвращению на Землю при отказе на восходящем участке активного полета при выведении корабля на орбиту спутника. Такая траектория возвращения предусматривается для случая, если характер отказа потребует немедленного возвращения или двигательная установка будет не в состоянии обеспечить дальнейший полет по траектории выведения *2*. По траектории *2* корабль продолжает выход на орбиту спутника Земли, используя последнюю ступень носителя. Преимуществом такого варианта является возможность выбора района приземления путем назначения момента начала спуска с орбиты. К тому же в этом случае иногда можно будет продолжить полет, хотя, разумеется, с более ограниченными целями. Спуск с орбиты (тра-

ектория 3) аналогичен тем, которые уже совершались советскими и американскими космонавтами при полетах в спутниках Земли.

При аварийном возвращении с участка перелета от Земли к Луне (рис. 2.63) траектории 1 и 2 являются типичными для случаев, когда авария происходит на первой половине этого участка. Траектория 1 иллюстрирует непосредственное возвращение на Землю, оптимальное с точки зрения расхода топлива. Траектория 2 соответствует наибыстрейшему возвращению на Землю путем максимального использования имеющегося топлива. Для некоторых точек траектории полета от Земли к Луне более быстрое возвращение достигается, если космический ко-

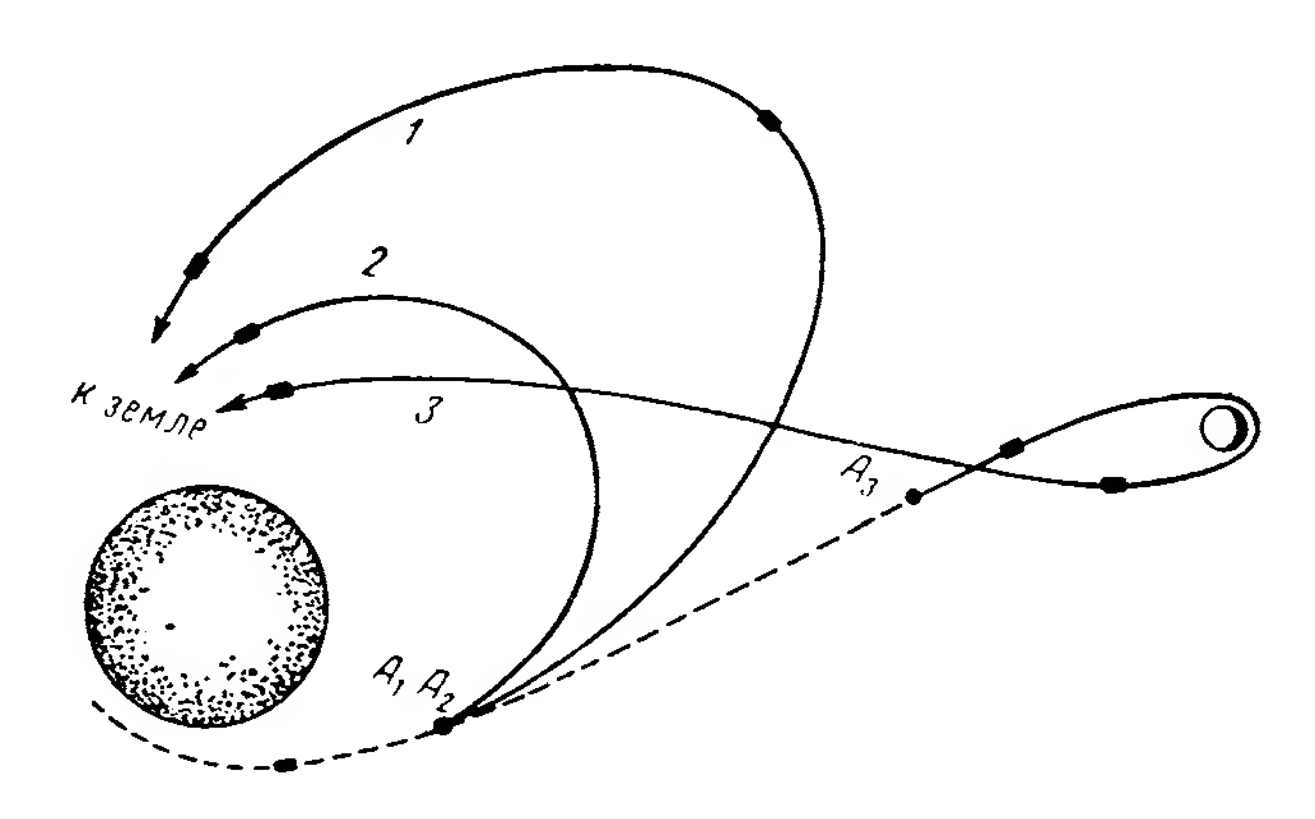


Рис. 2.63. Траектория аварийного возвращения с траектории перелета от Земли к Луне:

A_1, A_2, A_3 — точки начала траекторий аварийного возвращения; точки A_1 и A_2 относятся к раннему маневру аварийного возвращения; точка A_3 — к позднему решению об аварийном возвращении; утолщенные линии — коррекции траектории; 1 — аварийное возвращение с оптимальным расходом топлива; 2 — аварийное возвращение, критичное ко времени; 3 — аварийное возвращение с облетом Луны при позднем решении о возвращении

рабль в свободном полете облетит Луну и затем продолжит полет к Земле (траектория 3). Во всех случаях аварийное возвращение потребует тщательной навигации. На ней базируются управляемые маневры выведения на траекторию аварийного возвращения. После этого данные навигации используются для малых коррекций траектории, обеспечивающих в момент подлета к Земле условия безопасного входа в атмосферу.

Если при аварийной ситуации во время полета по орбите спутника Луны все члены экипажа находятся в командном модуле, осуществляется немедленное выведение на траекторию полета к Земле. В противном случае, этому, по необходимости, предшествует возвращение двух членов экипажа, находящихся в экспедиционном модуле. При аварийном возвращении экспедиционного модуля (рис. 2.64) траектория 1 является типичной для случая, когда аварийная ситуация имеет место при спуске

этого модуля. Выведением на траекторию аварийного возвращения, начинающемся в точке A_1, управляют таким образом, чтобы экспедиционный модуль попал на довольно высокую эллиптическую орбиту в фазе, обеспечивающей встречу в точке R_1 с находящимся на орбите спутника Луны командным модулем. Коррекции (на рисунке не показаны) базируются на навигации, осуществляемой с помощью радара встреч и данных наземного сопровождения. К сожалению, бо̀льшая часть траектории находится позади Луны вне видимости Земли и, следовательно, сопровождение наземными средствами здесь невозможно. Для обеспечения лучшей фазы встречи с точки зрения зоны действия наземных средств возможно использование низкой орбиты ожидания, описываемой ниже.

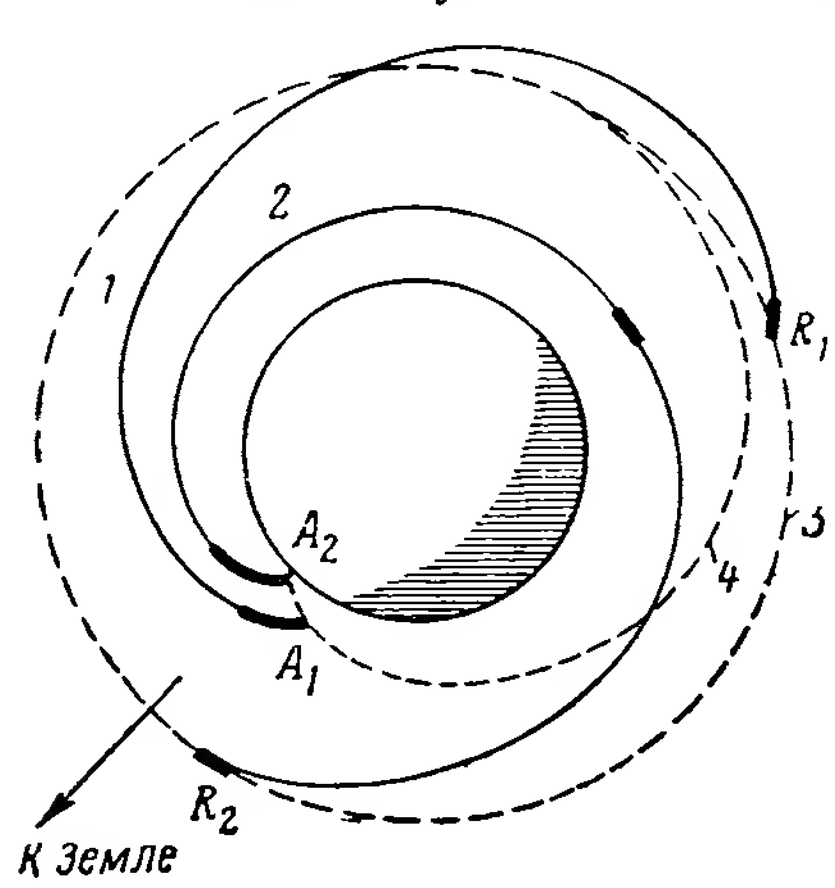


Рис. 2.64. Траектории аварийного возвращения экспедиционного модуля: A_1, A_2 — точки начала аварийного возвращения; R_1, R_2 — точки встречи; утолщенные линии — маневры с включением основного двигателя; *1* — аварийное возвращение при снижении; *2* — аварийное возвращение с лунной поверхности; *3* — орбита командного и двигательного модулей; *4* — траектория спуска экспедиционного модуля

Траектория *2* типична для случая, когда нужно экстренно покинуть поверхность Луны. Предполагается, что имеет место отказ, при котором необходимо немедленно взлететь (например, утечка топлива или нарушение в работе системы жизнеобеспечения), не ожидая пока лунный орбитальный корабль окажется в точке, подходящей для нормального взлета и последующей нормальной встречи с ним экспедиционного модуля. В этом случае целью управления на активном участке полета является выведение экспедиционного модуля на орбиту ожидания небольшой высоты, равной высоте перилуния командного модуля. На этой орбите экспедиционный модуль находится до тех пор, пока не наступят благоприятные условия для встречи с командным модулем. В надлежащий момент двигатель взлета снова включается для перехода на орбиту встречи. Если потребуется, осуществляются коррекции траектории. В случае необходимости экспедиционный модуль остается на орбите ожидания, а маневр встречи осуществляет лунный орбитальный корабль, после чего экипаж переходит в командный модуль.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

В целях обеспечения возможности аварийного возвращения при отказе любого из основных ракетных двигателей система

наведения и стабилизации «Аполлона» проектируется так, что на определенных этапах полета она сможет работать при отказах отдельных двигателей или неноминальной конфигурации КЛА. Аварийные возвращения при отказах такого характера представлены, хотя и довольно схематично, на рис. 2.65. Сплошная восходящая линия изображает траекторию нормального полета, начиная от предстартового этапа до этапа полета по орбите спутника Луны. Пунктирными линиями показаны траектории

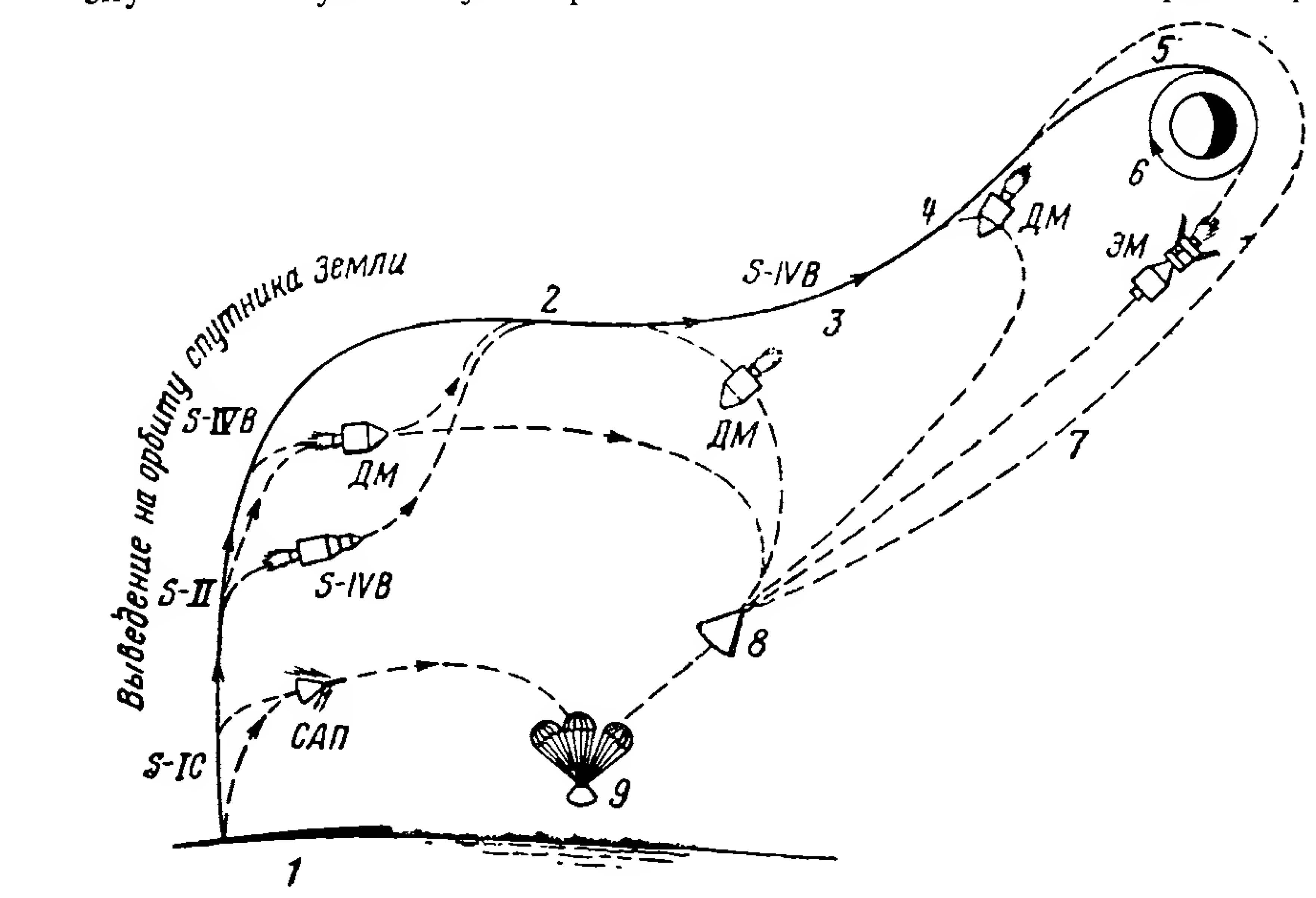


Рис. 2.65. Траектории аварийного возвращения при отказе двигателей: S-IC — двигатель первой ступени носителя «Сатурн У»; S-II — двигатель второй ступени; S-IVB — двигатель третьей ступени; САП — двигатель системы аварийного покидания; ДМ — двигатель двигательного модуля; ЭМ — двигатель экспедиционного модуля; 1 — предстартовый этап; 2 — орбита спутника Земли; 3 — выведение на траекторию к Луне; 4 — свободный полет к Луне; 5 — выведение; 6 — орбита вокруг Луны; 7 — «свободное возвращение»; 8 — спуск в атмосфере; 9 — приземление

аварийного возвращения при отказах двигателей на соответствующих этапах полета. Ниже к таким траекториям даются краткие пояснения:

а) От предпускового периода, когда корабль стоит на стартовом столе, до выхода из атмосферы (ранняя стадия работы второй ступени носителя) для аварийного возвращения может быть использована система аварийного покидания. Последняя проектируется таким образом, чтобы обеспечить безопасное для жизни экипажа отбрасывание командного модуля назад на достаточно большое расстояние от носителя, который может взорваться, низкую скорость входа и нормальное приземление на парашютах командного модуля. Никаких измерений системе наведения при этом осуществлять не нужно.

б) Возможен отказ второй ступени ракеты-носителя «Сатурн», не препятствующий выведению космического корабля «Аполлон» на орбиту спутника Земли с помощью третьей ступени (ступени SIVB). Это, разумеется, истощит запас топлива ступени настолько, что не позволит продолжать полет к Луне.

в) В период работы второй и третьей ступеней с помощью основного двигателя космического корабля (расположенного в двигательном модуле) и его системы управления можно вывести корабль непосредственно на траекторию спуска с последующим приземлением.

г) В период работы третьей ступени аварийное возвращение может быть также осуществлено путем предварительного выведения корабля на орбиту спутника Земли с помощью основного двигателя космического корабля и выведения на траекторию спуска в заданный район приземления при повторном включении этого двигателя.

д) Для аварийного возвращения с орбиты спутника Земли включается основной двигатель космического корабля. Если же он не функционирует, то могут быть использованы малые рулевые двигатели, обеспечивающие ограниченный импульс торможения или серию таких импульсов с тем, чтобы космический корабль был захвачен атмосферой.

е) На пути к Луне для выведения на орбиты возвращения, рассмотренные ранее, может быть использован основной двигатель космического корабля.

ж) В случае отказа последнего полет может быть продолжен вокруг Луны по траектории «пассивного возвращения». Если при этом система навигации обнаружит необходимость коррекции, могут быть использованы рулевые двигатели.

з) Если основной двигатель космического корабля отказал во время полета по окололунной орбите до отделения и спуска экспедиционного модуля, то для выведения командного модуля на траекторию полета к Земле могут быть использованы двигатель экспедиционного модуля и его системы наведения и стабилизации.

Приведенные примеры аварийных возвращений при отказе различных двигателей весьма наглядно иллюстрируют необходимость гибкости и универсальности систем наведения, навигации и стабилизации «Аполлона».

ОБНАРУЖЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ И СИГНАЛЫ ТРЕВОГИ

Центральным вопросом безопасности полета является раннее обнаружение неисправностей. Частично эта задача решается систематическими бортовыми проверками в ненапряженные периоды свободного полета, что позволяет убедиться в функционировании жизненноважных систем. Однако бо̀льший интерес, по-видимому, представляет автоматическое обнаружение и не-

медленная сигнализация неисправностей в напряженные периоды полета (когда работают основные двигатели или совершается вход в атмосферу). Именно благодаря соответствующим сигналам тревоги экипаж может, в случае необходимости, немедленно приступить к необходимым аварийным действиям. В качестве примера рассмотрим автоматическое обнаружение неисправностей системы наведения командного модуля во время ее использования в управляемом полете.

Упрощенная схема системы обнаружения неисправностей представлена на рис. 2.66. Прямоугольник в левой части — инерциальная система. Выходные сигналы указывают обнаруженную неисправность. Сигнал «неисправность гироплатформы» появляется, если ошибка системы стабилизации по одной из осей превышает заранее выбранный уровень. Аналогичные сигналы «неисправность акселерометра» и «неисправность преобразователя информации» указывают на недопустимую ошибку следящей системы любого акселерометра или любого преобразователя информации. Сигнал «неисправность источников питания» говорит о том, что напряжения источников питания инерциальной системы вышли за выбранные заранее допуски. Каждый из этих сигналов неисправности поступает в вычислитель. Кроме того, суммарный сигнал посылается на световой указатель «неисправность основной инерциальной системы». Предполагается, что при включении или переключении режима работы системы этот сигнал будет появляться на небольшое время переходного процесса, но будет сам по себе гаснуть, если система исправна.

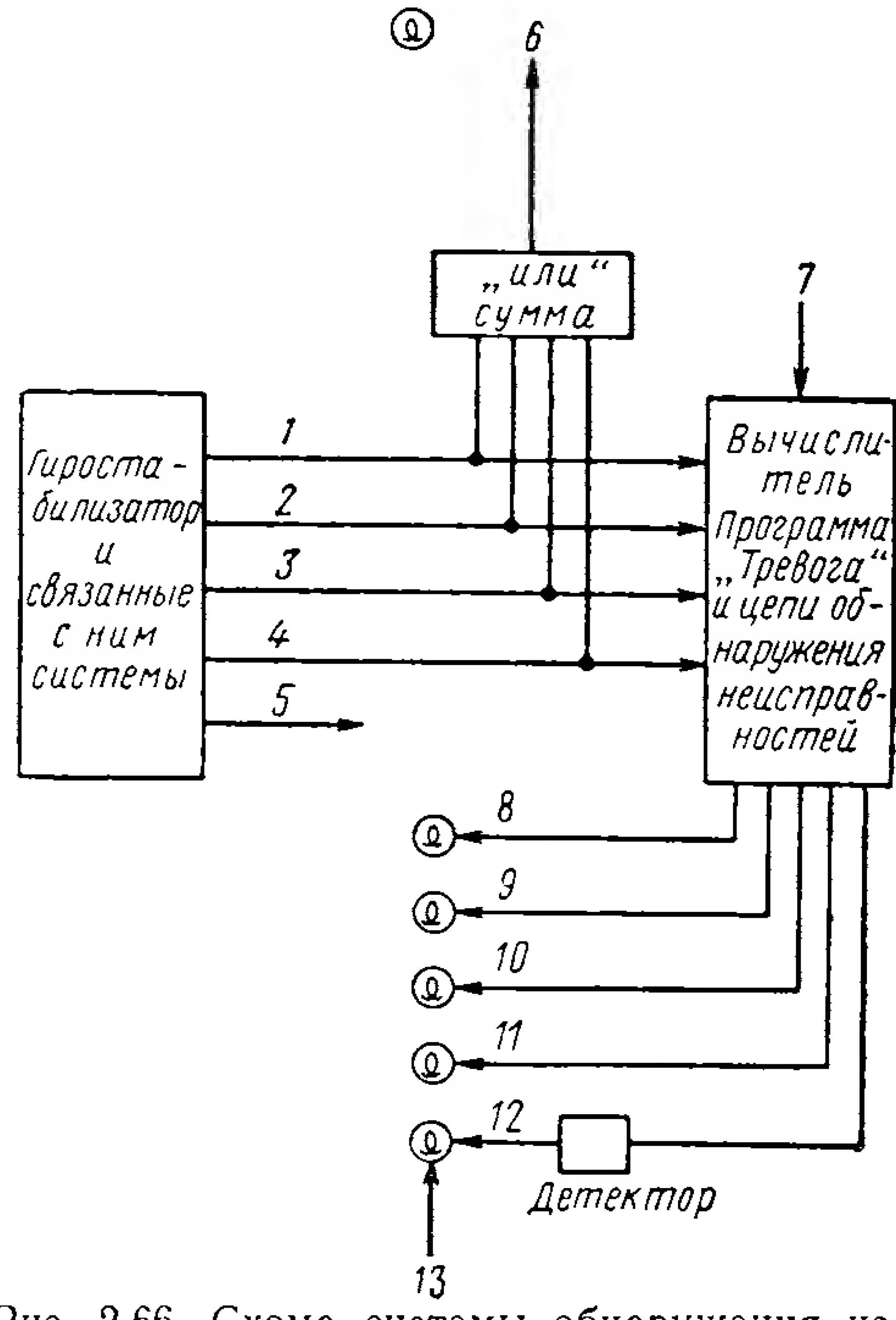


Рис. 2.66. Схема системы обнаружения неисправностей — основная система наведения командного модуля:

1 — неисправность гиростабилизатора; *2* — неисправность акселерометра; *3* — неисправность преобразователя информации; *4* — неисправность источников питания; *5* — другие сигналы; *6* — неисправность основной инерциальной системы; *7* — ручная установка на нуль; *8* — неисправность вычислителя; *9* — отказ инерциальной ориентации; *10* — отказ акселерометра; *11* — отказ преобразователя информации; *12* — отказ основной системы наведения; *13* — условия появления сигнала.

Вычислитель содержит программы и цепи обнаружения его собственных неисправностей и может включать световой сигнал «неисправность основного вычислителя». Если этот сигнал является результатом переходного процесса, то космонавт может погасить его нажатием кнопки «возобновление». По программе вычислителя исследуются его неисправности и сигналы неисправностей инерциальной системы, затем освещаются соответствующие указатели отказов. Сигнал «отказ инерциальной ориентации» означает, что гироплатформа потеряла требуемую ориентацию, и, если нельзя снова выставить гироплатформу, экипаж должен использовать дублирующую систему. Сигнал «отказ акселерометра» указывает на ошибочность его данных. Следовательно, основная система наведения не может быть использована для управления движением. При этом, однако, данные гироплатформы об ориентации могут быть пригодны для дублирующей системы. Аналогичную роль играет сигнал «отказ преобразователя информации».

Наконец, последний световой сигнал «отказ основной системы наведения» обладает особыми свойствами, делающими его весьма надежным. Периодически через фиксированные промежутки времени специальная программа счислителя проверяет, обнаружены ли отказы, и, если ни одного отказа не обнаружено, посылает импульс определенной продолжительности. При следовании этих импульсов с ожидаемой частотой детектор препятствует загоранию светового сигнала «отказ основной системы наведения». В противном случае этот сигнал загорается. Экипаж натренирован таким образом, чтобы в случае появления любого из рассмотренных световых сигналов принять немедленные соответствующие меры по дублированию.

ДУБЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

Как уже говорилось, при наличии какого-либо единичного отказа должна быть обеспечена возможность безопасного возвращения на Землю. Рассмотрим теперь, чем это достигается. Что касается навигации, то ясно, что необходимое дублирование имеет место благодаря использованию как наземных, так и бортовых средств. Если данные наземного сопровождения отсутствуют из-за потери связи, то все необходимые навигационные операции могут быть осуществлены с помощью автономной системы.

Если отказала автономная навигационная система, необходимую информацию можно получить с Земли. Отказ автономной системы навигации может произойти либо из-за отказа оптической системы, либо из-за отказа вычислителя. Если отказал вычислитель, то полученные на борту навигационные данные могут быть переданы для обработки на Землю, где они будут использованы совместно с наземными данными для определе-

ния необходимого маневра возвращения. Если неисправны приводы оптической системы, можно для навигации наблюдать моменты покрытия звезд, нацеливая на них оптические устройства ориентацией космического корабля, либо наблюдая их просто в иллюминатор. Эти данные могут быть с успехом использованы вычислителем для навигации.

ДУБЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Для безопасного возвращения экипажа в случае неисправности основной системы наведения необходима дополнительная дублирующая система. Общая схема дублирования представлена на рис. 2.67. Для более ясной иллюстрации основных принципов схема приводится в упрощенном виде.

Основная система, состоящая из гиростабилизатора, бортового вычислителя и соответствующих преобразователей информации, является законченной, гибкой и точной системой наведения и стабилизации; она позволяет эффективно расходовать топливо и обеспечивает управление всеми маневрами, необходимыми для выполнения программы полета. Дублирующая система проще, меньше по габаритам и имеет более ограниченные возможности. Она обеспечивает управление более простыми маневрами, необходимыми для аварийного возвращения экипажа на Землю при отказе основной системы. В дублирующей системе (см. рис. 2.67) используются три двухстепенных интегрирующих гироскопа, установленных на корпусе модуля и обеспечивающих сигналы угловых отклонений корабля при ограниченных значениях углов. Эти сигналы являются управляющими командами для простого автопилота, с по-

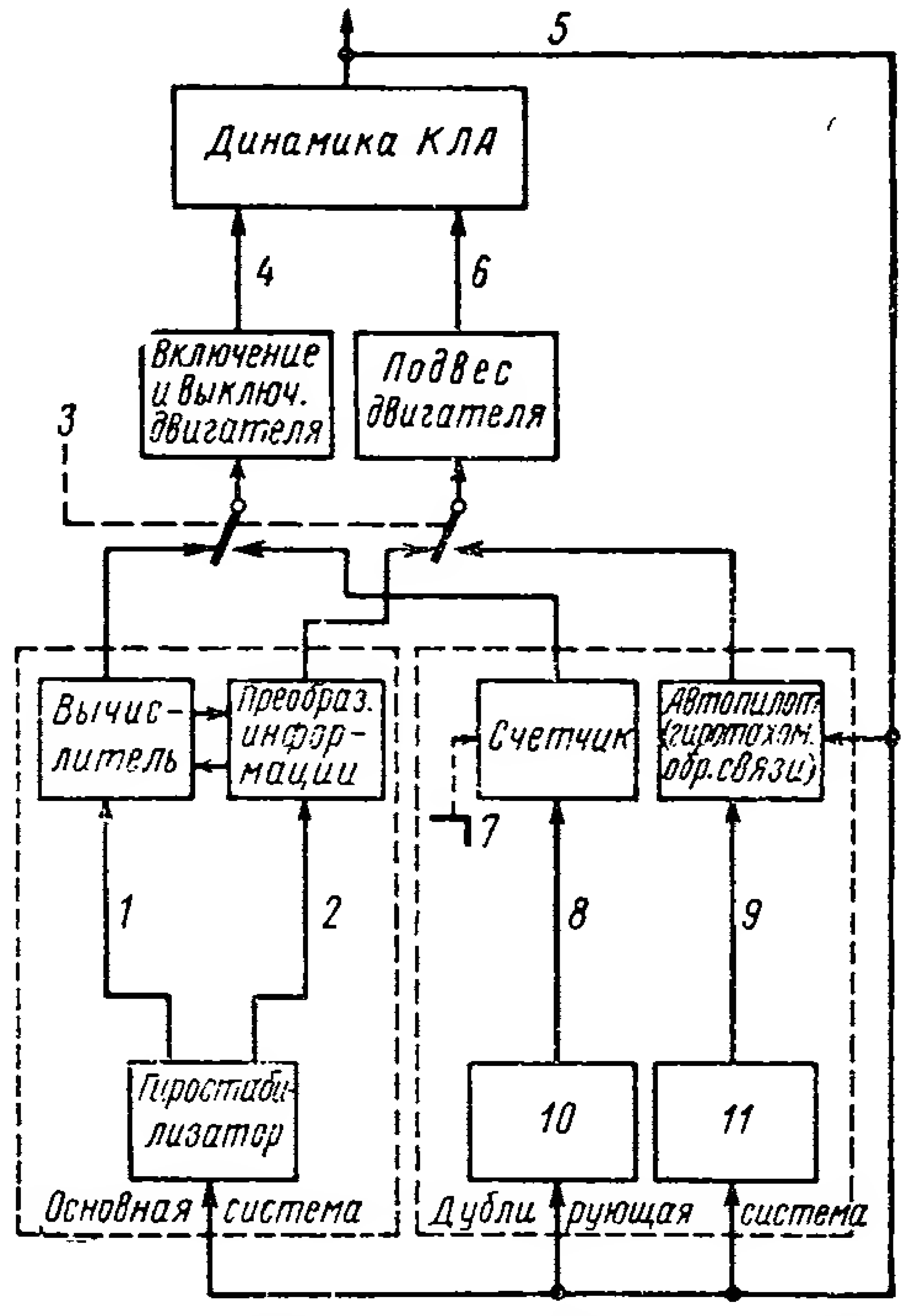


Рис. 2.67. Общая схема основной и дублирующей систем наведения:

1 — приращения скорости объекта; *2* — ориентация объекта; *3* — влево — основная система; вправо — дублирующая; *4* — величина тяги; *5* — обратная связь (движение объекта); *6* — направление тяги; *7* — настройка счетчика; *8* — приращение скорости вдоль направления тяги; *9* — рассогласование ориентации; *10* — акселерометр вдоль предполагаемого направления тяги; *11* — три интегрирующих гироскопа на корпусе

мощью которого осуществляется неизменная ориентация корабля во время работы двигателей при аварийном возвращении. Команда на отключение двигателя поступает с выхода интегрирующего устройства, связанного с выходом единственного акселерометра, установленного на корпусе модуля. Ось чувствительности этого акселерометра совпадает с предполагаемым направлениям тяги. Интегрирующее устройство представляет собой простой, настраиваемый на определенное число импульсов счетчик, выдающий сигнал отключения двигателя, когда сумма импульсов приращений скорости, поступающих с выхода акселерометра, достигает необходимой для данного маневра величины.

По данным, получаемым с Земли, экипаж корабля может, ориентируясь по звездам, придать вектору тяги начальное направление, необходимое для маневра возвращения. В указаниях, передаваемых с Земли, будет при этом учтен ожидаемый угол между вектором тяги и продольной осью корабля. Маневр может совершаться лишь при фиксированном направлении ускорения, однако суммарное приращение величины скорости может быть любым. Вследствие ограниченной точности дублирующей системы, изменение скорости на большую величину приводит к существенным ошибкам. После непродолжительного свободного полета эти ошибки могут быть скорректированы с помощью значительно меньшего импульса на основе данных наземного сопровождения траектории аварийного возвращения.

Мы рассмотрели несколько упрощенно схему дублирующей системы наведения командного модуля. Экспедиционный модуль снабжен более сложной дублирующей системой наведения, которая может более точно выполнять критические и сложные маневры аварийного возвращения вблизи поверхности Луны. Эта система включает в себя установленные на корпусе чувствительные элементы — три гиротахометра и три акселерометра, а также небольшой вычислитель, осуществляющий необходимые преобразования данных гироскопов и акселерометров. Этот вычислитель вырабатывает также управляющие команды для аварийного возвращения экспедиционного модуля на любом этапе его полета в район встречи с командным модулем, находящимся на орбите спутника Луны.

Для удовлетворительной стабилизации космического корабля на этапах свободного и несвободного полетов необходимо обеспечить возможность приложения к нему моментов вокруг трех его осей. На космическом корабле «Аполлон» предусматривается оптимальная надежность приводов, управляющих поворотом основного двигателя. Благодаря наличию шестнадцати управляющих двигателей в двигательном модуле и такого же их числа в экспедиционном отказ некоторого ограниченного числа этих двигателей не приводит к недопустимой потере управляемости вращательного и поступательного движения. Аналогично этому при входе в атмосферу необходимое надежное управление вра-

щательным движением командного модуля обеспечивается резервированной системой, состоящей из двенадцати рулевых двигателей. Способы управления подходящими функционирующими подсистемами выбираются экипажем и могут быть различными, начиная от полностью автоматических, кончая полностью ручными. В крайнем случае пилот или другой не выбывший из строя член экипажа может в качестве последнего аварийного средства использовать ручное управление командами, поступающими на рулевые двигатели и приводы карданова подвеса основного двигателя, ориентируясь при этом по звездам.

Часть 3

МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ НАВИГАЦИИ И НАВЕДЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

При построении систем наведения КЛА особое значение приобретает создание таких методов и устройств, многостороннее использование которых обеспечивает достаточную точность и не налагает излишне обременительных ограничений на двигательную установку. Желательно, чтобы построение системы и методы ее функционирования как можно меньше зависели от конкретных задач объекта, подверженных частым и неожиданным изменениям. Чтобы достигнуть этих целей, разрабатываются общие приемы наведения, сокращающие потребность в использовании заранее вычисленных орбит или двигателей с особыми характеристиками.

Достижение конечной цели космической программы, подобной разработке проекта «Аполлон», обеспечивается последовательным рядом промежуточных полетов, каждый из которых планируется как прямое развитие предыдущего, так, чтобы каждый раз потребность в специальном оборудовании и непроверенных технических средствах была минимальной. Плодотворность такого подхода к решению задачи возрастает с развитием общих методов наведения. При этом требования к наведению на каждой новой стадии полетов могут быть удовлетворены путем использования общего метода применительно к частным случаям.

Система наведения служит для решения двух основных задач: она определяет местоположение и скорость объекта (навигация) и вырабатывает команды для необходимого изменения курса (собственно наведение). Здесь предполагается рассмотреть некоторые из существующих приемов решения задач наведения, подчеркивая те из них, которые согласуются с методом прямого вычисления программы дальнейшего полета на основе общих зависимостей.

ГЛАВА 3.1. НАВИГАЦИЯ ПРИ АКТИВНОМ ПОЛЕТЕ

Задача периодического определения местоположения корабля и его скорости, обычно называемая задачей навигации, разделяется естественным образом на две части — навигацию при ак-

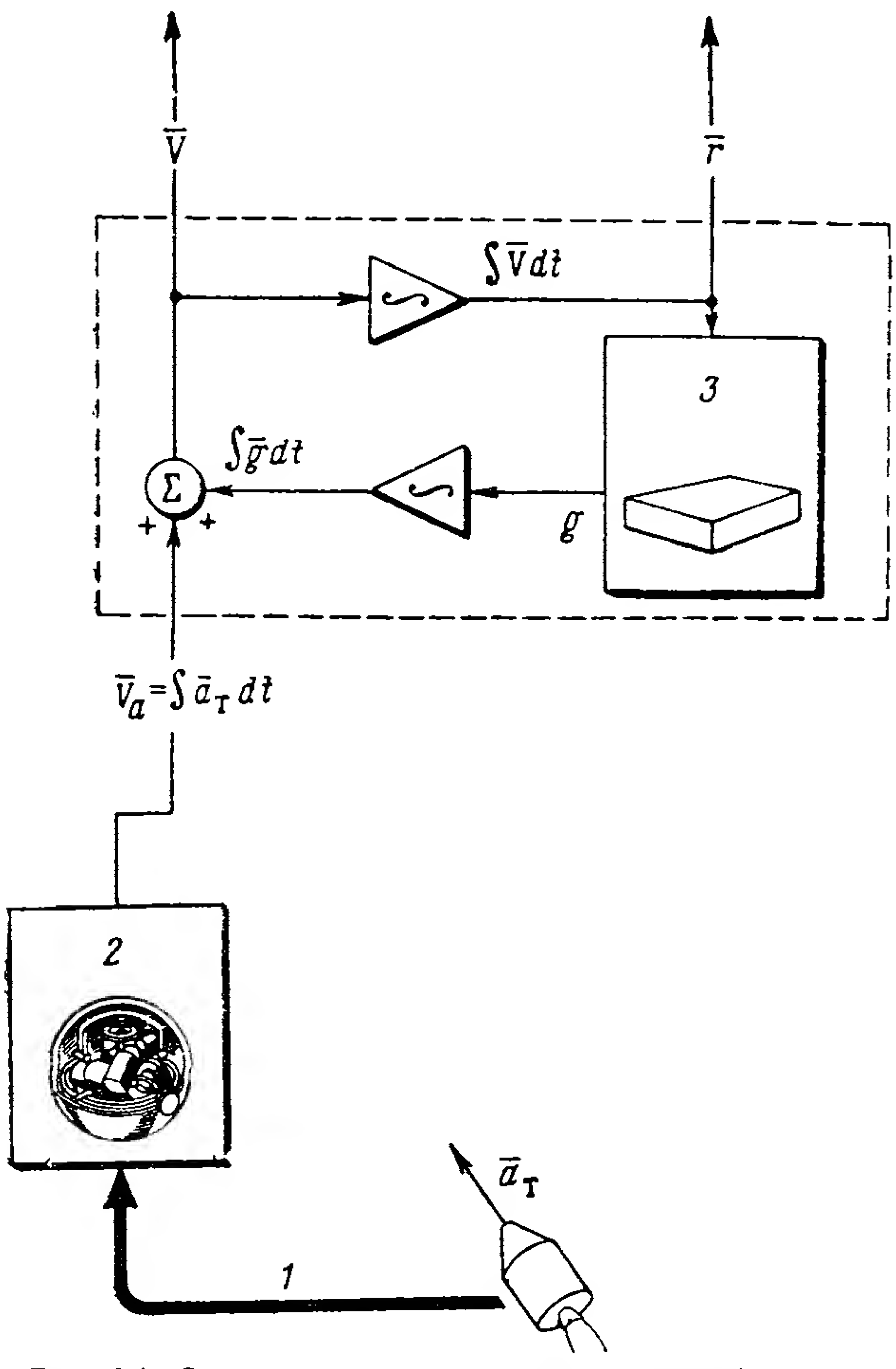


Рис. 3.1. Структурная схема навигационной системы при активном полете:

1 — эволюция движения КЛА; *2* — чувствительные элементы; *3* — вычислитель гравитационного ускорения.

тивном полете и навигацию при пассивном или свободном полете. Для навигации при активном полете обычно используют инерциальные приборы, способные измерять проекции ускорения негравитационных сил, или так называемого кажущегося ускорения, на три взаимно ортогональные оси, не вращающиеся в инерциальном пространстве. Для точного вычисления гравита-

ционного ускорения и интегрирования величин в реальном масштабе времени требуется вычислительное устройство.

Функциональная схема основных вычислений, которые необходимы для навигации, показана на рис. 3.1. Выходные величины стабилизированных в инерциальном пространстве интеграторов кажущихся ускорений $\bar{a}_т$ получаются в виде импульсов, число которых пропорционально приращению интеграла $\bar{V}_a$ кажущегося ускорения. Эти величины суммируются с интегралами компонент гравитационного ускорения $\int gdt$, вычисленными в цепи обратной связи в виде функции $\bar{r}=\int \bar{V}dt$, т. е. местоположения объекта в инерциальном пространстве; в результате получаются компоненты абсолютной скорости $\bar{V}$. Достижимая точность решения навигационной задачи ограничена, разумеется, точностью инерциальных приборов, быстродействием навигационного вычислительного устройства и точностью знания начальных условий.

ВЫЧИСЛЕНИЕ ГРАВИТАЦИОННОГО УСКОРЕНИЯ

Ускорения, вызванные гравитацией, могут определяться непосредственным вычислением. Движение объекта в гравитационном поле описывается уравнениями

$$\frac{d\bar{r}}{dt}=\bar{V},\quad \frac{d\bar{V}}{dt}=\bar{g}+\bar{a}_т, \tag{3.1}$$

где $\bar{r}$ и $\bar{V}$ — соответственно радиус-вектор местоположения и вектор скорости объекта в некоторой инерциальной системе координат. Измеряемый вектор $\bar{a}_т$ определяется как вектор результирующего ускорения объекта под действием тяги двигателя и аэродинамических сил. Он равен нулю, если на объект действуют только гравитационные силы. Вектор полного ускорения объекта — это сумма вектора кажущегося ускорения $\bar{a}_т$ и гравитационного ускорения $\bar{g}$.

Радиус-вектор местоположения объекта и вектор его скорости могут быть получены посредством простого вычислительного алгоритма, выражаемого следующей системой разностных уравнений:

$$\left.\begin{aligned}
&\Delta\bar{V}_a(t_n)=\bar{V}_a(t_n)-\bar{V}_a(t_{n-1});\\
&\bar{r}(t_n)=\bar{r}(t_{n-1})+\bar{V}(t_{n-1})\Delta t+\frac{1}{2}\bar{g}_{n-1}(\Delta t)^2+\frac{1}{2}\Delta\bar{V}_a(t_n)\Delta t;\\
&\bar{V}(t_n)=\bar{V}(t_{n-1})+\Delta\bar{V}_a(t_n)+\frac{1}{2}(\bar{g}_n+\bar{g}_{n-1})\Delta t.
\end{aligned}\right\} \tag{3.2}$$

Вектор $\bar{V}_a$ — это интеграл по времени вектора кажущегося ускорения; компоненты $\bar{V}_a$ являются выходными величинами трех интеграторов ускорений, оси чувствительности которых взаимно-

ортогональны. Вектор гравитационного ускорения $\bar{g}_n$ — это функция местоположения объекта в момент времени t_n.

Так как скорость вычисляется посредством осреднения вектора $\bar{g}$ за интервал одного шага интегрирования, этот метод получил название метода «среднего $\bar{g}$». Строгий анализ приведенного алгоритма при движении объекта по околоземной орбите показывает, что после 35 *мин* движения ошибки составляют величины порядка 30 *м* и 6 *см/сек* при шаге интегрирования 2 *сек* и округлении чисел суммирования до восьмого десятичного знака. При уменьшении шага интегрирования ошибки будут возрастать вследствие накопления погрешностей округления; они будут также возрастать и при увеличении шага интегрирования вследствие возрастания величин, которыми пренебрегли при составлении алгоритма. При сравнении ошибок вычислительного алгоритма с типичными ошибками, возникшими вследствие неточности масштабных коэффициентов акселерометров, первые оказываются величинами на несколько порядков меньше вторых.

НАВИГАЦИЯ С ПОМОЩЬЮ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, УСТАНОВЛЕННЫХ НЕПОСРЕДСТВЕННО НА БОРТУ ОБЪЕКТА

В последние годы все возрастающее внимание уделяется инерциальным системам без гиростабилизатора, в которых чувствительные элементы устанавливаются непосредственно на борту космического объекта [1]. Несмотря на то, что преимущества подобных систем очевидны (по весу, объему потребляемой мощности, стоимости, удобству размещения в заданном пространстве, надежности, удобству обслуживания), реализация удовлетворительного варианта системы не обходится без значительных трудностей.

В отличие от условий работы элементов в гиростабилизаторе элементы, неизменно связанные с объектом, подвержены воздействию его угловой скорости, что создает тенденцию увеличения ошибок. Роль вычислительного устройства при этом, естественно, также возрастает, так как ориентация корабля определяется посредством интегрирования системы дифференциальных уравнений, переменными которой являются измеренные угловые скорости. Одной из приемлемых является такая реализация, при которой выходные величины с установленных непосредственно на борту акселерометров преобразуются в проекции кажущегося ускорения на оси инерциальной системы; задача навигации или наведения в этом случае может быть решена так же, как при наличии физически стабилизированной платформы.

Проекции вектора кажущегося ускорения в системе, неподвижной относительно объекта, $\bar{a}_т'$ и в инерциальной системе $\bar{a}_т$ связаны преобразованием $a_т = R\bar{a}_т'$, определенным матрицей направляющих косинусов R. Дополнительные вычисления, которые должно выполнять навигационное вычислительное устрой-

ство, сводятся, следовательно, к вычислению текущих значений матрицы направляющих косинусов и использованию ее для преобразования вектора из одной системы координат в другую. Матрица R, как легко показать, удовлетворяет дифференциальному уравнению $dR/dt = \Omega R$; элементами матрицы

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{pmatrix}$$

служат проекции ω_j угловой скорости объекта на связанные с ним оси.

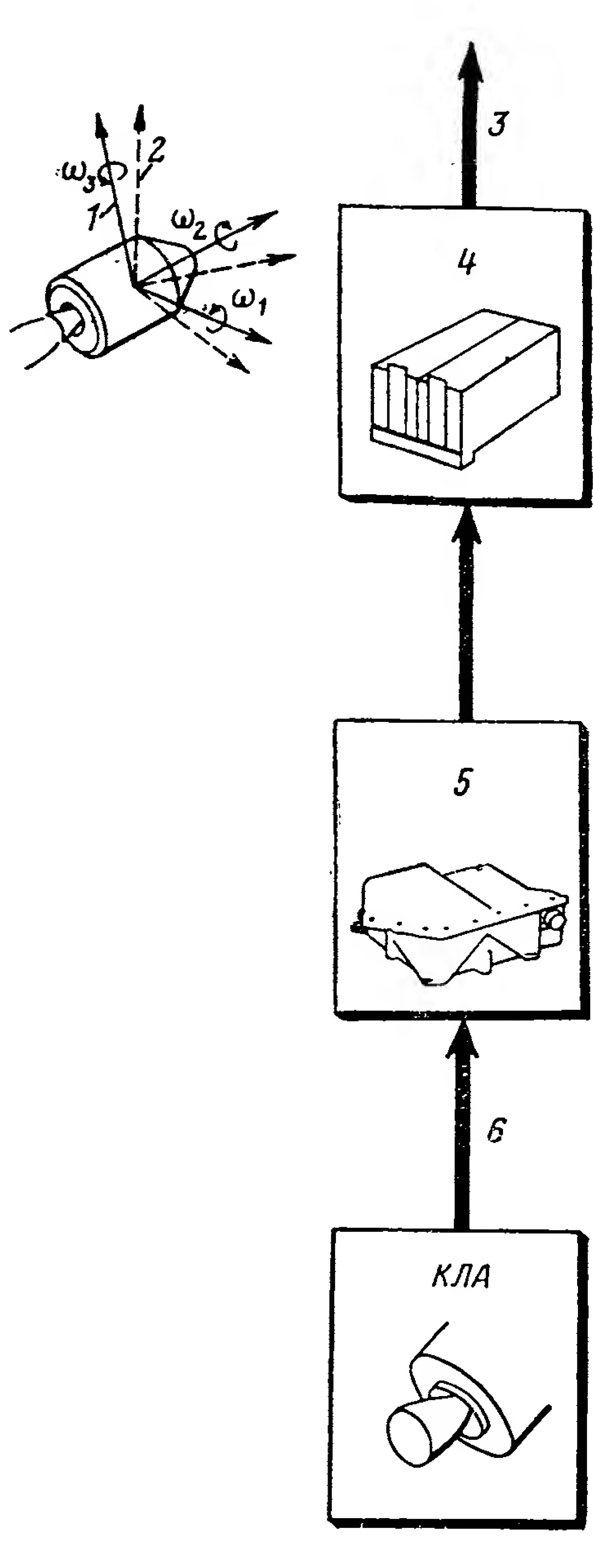


Рис. 3.2. Схема навигации с помощью чувствительных элементов, непосредственно установленных на борту КЛА:
1 — связанные оси; 2 — инерциальные оси; 3 — изменение скорости в инерциальной системе; 4 — вычислитель; 5 — чувствительные элементы, неизменно связанные с КЛА; 6 — координаты и скорость;

В настоящее время наиболее обещающими измерителями угловой скорости являются интегрирующие гироскопы с импульсной обратной связью на датчик момента. Однако их выходными величинами являются угловые приращения $\omega_j \Delta t$, а не угловые скорости ω_j; это плохо влияет на точность, с которой интегрируются дифференциальные уравнения матрицы направляющих косинусов. Использование методов интегрирования, более точных, чем простое интегрирование по правилу прямоугольников, преимущества не дает, так как данные с гироскопических чувствительных элементов уже содержат погрешности порядка квадратов угловых приращений. Схема вычислений представлена на рис. 3.2.

Точность, достижимая при использовании инерциальных чувствительных эле-

ментов без гиростабилизатора, ограничена в первую очередь максимальной угловой скоростью объекта. Требуемый интервал времени между двумя последовательными импульсами, посылаемыми в датчик момента гироблока, должен быть обратно пропорционален максимальной угловой скорости объекта, а шаг интегрирования матрицы направляющих косинусов должен быть того же порядка, что и этот интервал времени. Если интервал времени между двумя последовательными импульсами очень мал, то лучшим решением задачи о выборе вычислительного устройства является цифровой дифференциальный анализатор. С другой стороны, если этот интервал времени настолько велик, что позволяет использовать универсальное вычислительное устройство, у последнего может оказаться достаточно времени для решения задачи навигации и (или) собственно наведения. Это, конечно, предпочтительнее, так как в этом случае можно с помощью одного вычислительного устройства выполнять все вычисления, в которых нуждается система в целом, или, по крайней мере, большую их часть.

ГЛАВА 3.2. НАВИГАЦИЯ ПРИ СВОБОДНОМ ПОЛЕТЕ

Навигация космического объекта в течение продолжительного свободного полета осуществляется путем соответствующего использования результатов периодических замеров таких величин, как: а) расстояние, скорость, угол возвышения и азимут линии визирования объекта из хорошо определенной базовой точки; б) угол между линиями визирования известных небесных тел; в) момент покрытия звезды; г) видимый диаметр планеты. Так как навигационные измерения становятся более точными, когда чувствительные элементы приближаются к источникам соответствующих сигналов, бортовые и наземные средства навигации должны дополнять друг друга.

О СРАВНЕНИИ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ

Различные предложения относительно применения тех или иных методов решения навигационной задачи были предметом многочисленных исследований в течение последних лет. Классический метод астрономии, называемый методом дифференциальной коррекции, слишком обременителен при большом количестве данных наблюдений и мало пригоден для реализации в бортовом вычислительном устройстве. Блэкман в недавней статье [2] привел превосходный обзор различных новых методов, сопоставив их с классическим и друг с другом.

В настоящее время наиболее обещающими представляются методы теории оптимального линейного статистического оценивания. Особенно много внимания уделяется статистическому методу максимального правдоподобия, основанному на концепции

максимизации плотности условного распределения вероятностей. Теория оптимальной фильтрации, цель которой — найти линейную оценку, минимизирующую некоторый функционал корреляционной функции ошибок оцениваемого вектора положения, приводит, вообще говоря, к другому методу. Однако, как показали Поттер и Стерн [3], различные методы дают один и тот же результат, если ошибки измерений подчинены гауссовому распределению.

РЕКУРСИВНЫЙ МЕТОД

Размеры данной главы не позволяют привести подробное математическое обоснование так называемого рекурсивного метода определения местоположения и скорости корабля, но он строго изложен в работе [4]. Этот метод, который весьма удобен как для бортовых, так и для наземных вычислительных устройств, подвергается активному обсуждению с точки зрения использования его в вычислительном устройстве корабля «Аполлон», а также в пункте управления полетом Научно-исследовательского Центра разработки пилотируемых космических аппаратов в г. Хьюстон, штат Техас.

Оценка векторов местоположения и скорости производится вычислительным устройством в невращающейся прямоугольной системе координат с началом в центре Земли или Луны. Когда корабль находится вне сферы влияния Луны, используется экваториальная система координат с началом в центре Земли. Внутри сферы влияния Луны начало координат принимается в ее центре. Экстраполяция местоположения и скорости производится непосредственным численным интегрированием уравнений движения.

Основные уравнения в векторной форме могут быть записаны следующим образом:

$$\frac{d^2 \bar{r}_{PV}}{dt^2} + \frac{\mu_P}{r_{PV}^3} \bar{r}_{PV} = \bar{a}_d, \tag{3.3}$$

где $\bar{r}_{PV}$ — радиус-вектор местоположения объекта из тела P, в сфере влияния которого он находится, а μ_P — гравитационная постоянная этого тела. Телом P является Земля или Луна соответственно. Вектор $\bar{a}_d$ — это вектор ускорения, отклоняющего объект от точного движения по кривой конического сечения с фокусом в точке P. Если $\bar{a}_d$ мало по сравнению с ускорением центрального силового поля, то прямое использование уравнения (3.3) неэффективно. В качестве альтернативы можно указать на применение метода добавочного ускорения, предложенного Энке.

МЕТОД ЭНКЕ

В момент t_0 векторы местоположения $\bar{r}_{PV}(t_0)$ и скорости $\bar{V}_{PV}(t_0)$ определяют некоторую оскулирующую орбиту. Вектор

отклонения $\bar{\delta}(t)$ удовлетворяет следующему дифференциальному уравнению

$$\frac{d^2\bar{\delta}}{dt^2} = \frac{\mu_P}{r^3_{PV(C)}}\left[\left(1 - \frac{r^3_{PV(C)}}{r^3_{PV}}\right)\bar{r}_{PV} - \bar{\delta}\right] + \bar{a}_d \tag{3.4}$$

где $\bar{r}_{PV(C)}$ — вектор местоположения при движении по оскулирующей орбите,

и подчинен следующим начальным условиям:

$$\bar{\delta}(t_0) = 0, \quad \frac{d}{dt}\bar{\delta}(t_0) = \bar{V}(t_0) = 0.$$

Расчетных трудностей оценки коэффициента при $\bar{r}_{PV}$ в равенстве (3.4) можно избежать следующим образом. Так как

$$\bar{r}_{PV}(t) = \bar{r}_{PV(C)} + \bar{\delta}(t), \tag{3.5}$$

то

$$1 - \frac{r^3_{PV(C)}}{r^3_{PV}} = -f(q_C) = 1 - (1 + q_C)^{3/2},$$

где

$$q_C = \frac{(\bar{\delta} - 2\bar{r}_{PV})\bar{\delta}}{r^2_{PV}}. \tag{3.6}$$

Функцию $f(q)$ легко вычислить, пользуясь равенством

$$f(q) = q\,\frac{3 + 3q + q^2}{1 + (1 + q)^{3/2}}. \tag{3.7}$$

Таким образом, метод Энке сводится к следующему:

а) Местоположение на оскулирующей орбите вычисляется из равенства

$$\bar{r}_{PV(C)}(t) = \left[1 - \frac{x^2}{r_{PV}(t_0)} C(\alpha_0 x^2)\right]\bar{r}_{PV}(t_0) + \left[(t - t_0) - \frac{x^3}{\sqrt{\mu_P}} S(\alpha_0 x^2)\right]\bar{V}_{PV}(t_0), \tag{3.8}$$

где

$$\alpha_0 = \frac{2}{r_{PV}(t_0)} - \frac{V^2_{PV}(t_0)}{\mu_P}, \tag{3.9}$$

а x определяется как корень следующего уравнения Кеплера:

$$\sqrt{\mu_P}(t - t_0) = \frac{\bar{r}_{PV}(t_0)\bar{V}_{PV}(t_0)}{\sqrt{\mu_P}} x^2 C(\alpha_0 x^2) + [1 - r_{PV}(t_0)\alpha_0]\, x^3 S(\alpha_0 x^2) + r_{PV}(t_0)\, x. \tag{3.10}$$

Специальные трансцендентные функции S и C определяются равенствами

$$S(x) = \frac{1}{3!} - \frac{x}{5!} + \frac{x^2}{7!} - \ldots,$$

$$C(x) = \frac{1}{2!} - \frac{x}{4!} + \frac{x^2}{6!} - \ldots \qquad (3.11)$$

б) Отклонение от оскулирующей орбиты получается численным интегрированием системы

$$\frac{d^2\bar{\delta}(t)}{dt^2} = -\frac{\mu_P}{r^3_{PV(C)}(t)}\left[f(q)\,\bar{r}_{PV}(t) + \bar{\delta}(t)\right] + \bar{a}_d(t). \qquad (3.12)$$

Для эффективности метода первый член правой части последнего уравнения должен оставаться малой того же порядка, что и $\bar{a}_d(t)$. Если вектор $\bar{\delta}$ по модулю возрастает, то и этот член в конечном итоге увеличивается. Поэтому, чтобы метод оставался эффективным, следует определить новую оскулирующую орбиту согласно истинным местоположению и скорости объекта. Процесс выбора новой орбиты конического сечения, отклонения от которой подлежат вычислению, называется подправлением. После того как произведено подправление, начальные условия для определения вектора $\bar{\delta}$ снова полагают равными нулю, а правую часть — просто возмущающему ускорению $\bar{a}_d$ в момент подправления.

в) Вектор местоположения $\bar{r}_{PV}(t)$ вычисляют из (3.5), используя (3.8). Вектор скорости $\bar{V}_{PV}(t)$ вычисляется как

$$\bar{V}_{PV}(t) = \bar{V}_{PV(C)}(t) + \bar{V}(t), \qquad (3.13)$$

где

$$\bar{V}_{PV(C)}(t) = \frac{\sqrt{\mu_P}}{r_{PV}(t_0)\, r_{PV(C)}(t)}\left[\alpha_0 x^3 S(\alpha_0 x^2) - x\right]\bar{r}_{PV}(t_0) +$$

$$+\left[1 - \frac{x^2}{r_{PV(C)}(t)}\, C(\alpha_0 x^2)\right]\bar{V}_{PV}(t_0). \qquad (3.14)$$

ВОЗМУЩАЮЩЕЕ ПОЛЕ УСКОРЕНИЙ

Форма, в которой следует представлять ускорение $\bar{a}_d$ возмущающего поля, зависит от стадии полета. На околоземной орбите следует учитывать только гравитационные аномалии, обусловленные несферичностью гравитационного поля Земли. В средней стадии полета к Луне или Земле, когда объект находится в сфере влияния какого-либо из этих тел, следует учитывать притяжение Солнца и другого тела. На окололунной орбите следует

рассматривать силы, возникающие из-за несферичности поля Лунного тяготения.

Ниже приводится краткое описание различных случаев.

а) Околоземная орбита.

$$\bar{a}_d = \frac{\mu_E}{r_{EV}^2} \sum_{k=2}^{4} J_k \left(\frac{r_{Eq}}{r_{EV}} \right)^k [P_{k+1}(\cos \Phi)\, \bar{i}_{EV} - p'_k(\cos \varphi)\, \bar{i}_z], \quad (3.15)$$

где

$$P'_2(\cos \Phi) = 3 \cos \Phi;$$

$$P_3(\cos \Phi) = \frac{1}{2}(15 \cos^2 \Phi - 3);$$

$$P'_4(\cos \Phi) = \frac{1}{3}(7 \cos \Phi P'_3 - 4P'_2);$$

$$P'_5(\cos \Phi) = \frac{1}{4}(9 \cos \Phi P'_4 - 5P'_3)$$

являются производными полиномов Лежандра:

$\cos \Phi = \bar{i}_{L\,r} \bar{i}_z$ — косинус угла Φ между единичным вектором в направлении $\bar{r}_{EV}$ и единичным вектором в направлении северного полюса;

r_{Eq} — экваториальный радиус Земли;

J_2, J_3, J_4 — коэффициенты второй, третьей и четвертой гармоник функции земного потенциала.

Нижний индекс E означает, что начало координат выбрано в центре Земли.

б) Средняя стадия полета.

Обозначим через P тело, в сфере влияния которого находится объект. Тогда

$$\bar{a}_d = -\frac{\mu_Q}{r_{QV}^3}[f(q_Q)\bar{r}_{PQ} + \bar{r}_{PV}] - \frac{\mu_S}{r_{SV}^3}[f(q_S)\bar{r}_{PS} + \bar{r}_{PV}], \quad (3.16)$$

где нижние индексы Q и S обозначают второе тело (Землю или Луну) и Солнце соответственно. Так, например, $\bar{r}_{PS}$ — это радиус-вектор из первого тела до Солнца. Аргумент $q(\ )$ вычисляется из равенства

$$q(\ ) = \frac{(\bar{r}_{PV} - 2\bar{r}_{P(\ )})}{r_{P(\ )}^2}, \quad (3.17)$$

а функция f — из равенства (3.7).

Эфемеридные данные о положении Луны относительно Земли $\bar{r}_{EM}$ и Солнца относительно барицентра Земля — Луна $\bar{r}_{BS}$ известны как функции времени. Радиус-вектор из первой планеты до Солнца $\bar{r}_{PS}$ вычисляется по формуле

$$\bar{r}_{PS}(t)=\bar{r}_{BS}(t)+\frac{\mu_Q}{\mu_P+\mu_Q}\bar{r}_{PQ}. \tag{3.18}$$

При переходе в сферу влияния другого тела производится изменение начала координат:

$$\begin{aligned}\bar{r}_{PV}(t)-\bar{r}_{PQ}(t)=\bar{r}_{QV}(t)\to\bar{r}_{PV}(t);\\ \bar{V}_{PV}(t)-\bar{V}_{PQ}(t)=\bar{V}_{QV}(t)\to\bar{V}_{PV}(t).\end{aligned} \tag{3.19}$$

c) Окололунная орбита

$$\begin{aligned}\bar{a}_d=\frac{3\mu_M r_M^2 C'}{2r_{MV}^4}\Bigg(\left\{\frac{B-A}{C}[1-5(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\eta)^2]+\frac{C-A}{C}[1-5(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\xi)^2]\right\}\times\\ \times(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\xi)\bar{i}_\xi+\left\{\frac{B-A}{C}[3-5(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\eta)^2]+\right.\\ \left.+\frac{C-A}{C}[1-5(\bar{i}_{MV}\cdot\bar{i}_\xi)^2]\right\}(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\eta)\bar{i}_\eta+\left\{\frac{B-A}{C}[1-5(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\eta)^2]+\right.\\ \left.+\frac{C-A}{C}[3-5(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\xi)^2]\right\}(\bar{i}_{MV}\bar{i}_\zeta)\bar{i}_\zeta\Bigg),\end{aligned} \tag{3.20}$$

где A, B, C — главные моменты инерции Луны;
r_M — радиус Луны;
C' — отношение C к произведению массы Луны на квадрат ее радиуса;
$\bar{i}$, $\bar{i}_\eta$, $\bar{i}_\zeta$ — единичные векторы вдоль главных осей инерции;
$\bar{i}_{MV}$ — единичный вектор в направлении $\bar{r}_{MV}$.

Навигационные измерения

Местоположение и скорость космического корабля, полученные с помощью инерциальной системы навигации, следует периодически приводить в соответствие с данными радиолокационных или оптических наблюдений, произведенных с помощью наземных или бортовых средств. В момент измерения осуществляется лучшая оценка местоположения и скорости корабля, чем экстраполированная вычислительным устройством и обозначенная $\bar{r}_{PV}$ и $\bar{V}_{PV}$, как показано на рис. 3.3. Из оценок $\bar{r}_{PV}$ и $\bar{V}_{PV}$ можно определить оценки подлежащих измерению величин, таких, как угол, расстояние от следящей станции или скорость удаления. Результаты сравнения измеренных величин с заранее вычисленными используются для уточнения векторов местоположения и скорости космического корабля.

Вектор, характеризующий геометрию измерений. Основная особенность рекурсивного метода навигации

состоит в том, что данные измерений, полученные из разнообразных источников, могут быть объединены единой схемой вычислений. С каждым измерением свяжем шестимерный вектор $\bar{b}$, компоненты которого суть первые производные отклонения измеренной величины q по составляющим векторов местополо-

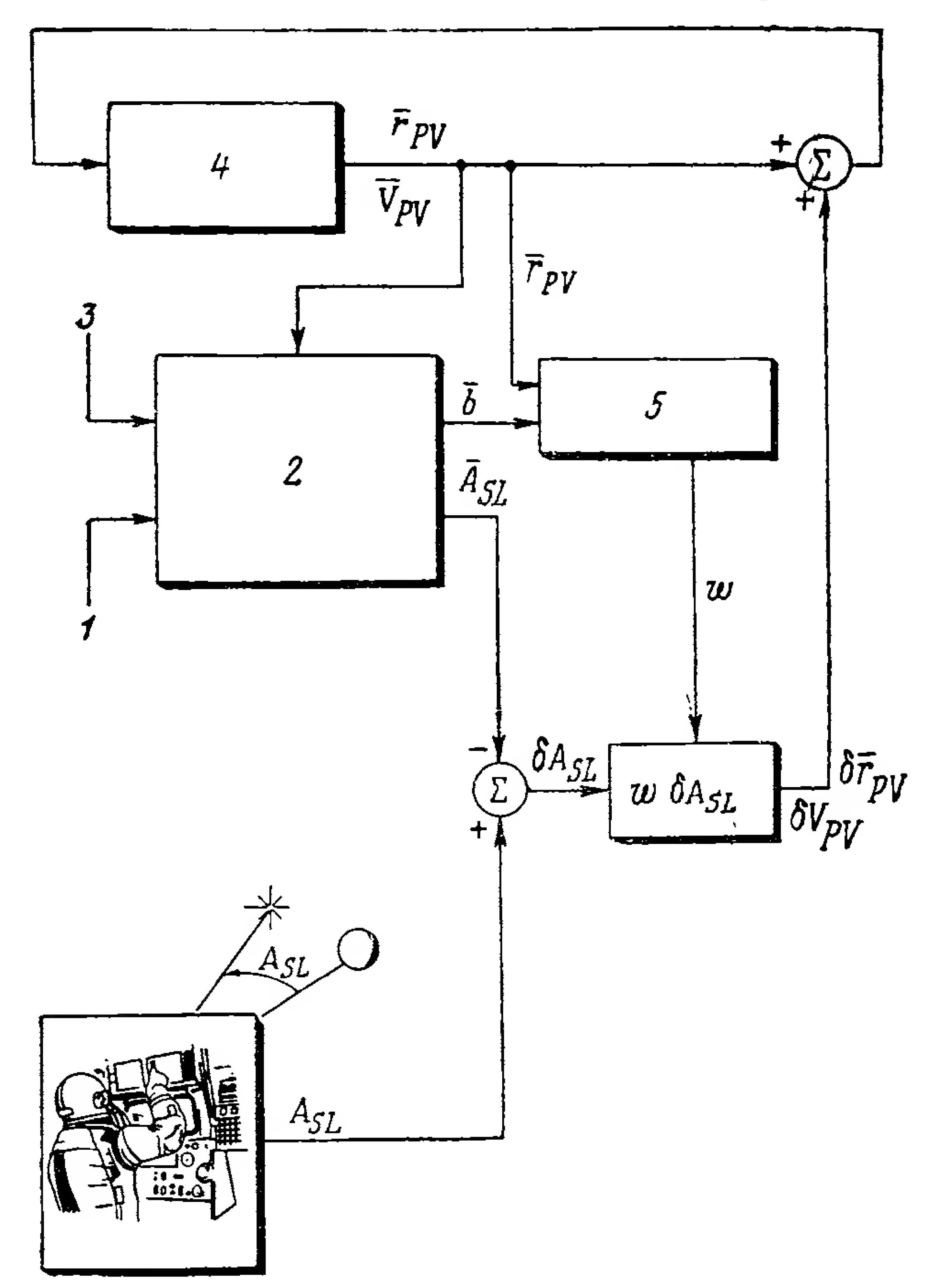


Рис. 3.3. Схема навигации при свободном полете:

1 — координаты ориентиров; *2* — оценка $\bar{A}_{SL}$ подлежащего измерению угла A и оценка вектора $\bar{b}$; *3* — координаты звезд; *4* — интегрирование ускорения и скорости; *5* — вычисление весового вектора

жения и скорости корабля. Таким образом, каждое измерение определяет одну проекцию шестимерного вектора, характеризу-

[1] Под вектором кинематического состояния здесь подразумевается шестимерный вектор, три компоненты которого являются вариациями обобщенных координат, а три другие — вариациями компонент обобщенной скорости объекта. *Прим. пер.*

ющего кинематическое состояние объекта[1], на направление вектора $\bar{b}$.

В частности, если $\bar{b}_1$ и $\bar{b}_2$ — верхняя и нижняя трехмерные части шестимерного вектора, $\bar{b}$ и δq — разность между измеренной величиной q и ожидаемой из вычислений текущих величин $\bar{r}_{PV}$ и $\bar{V}_{PV}$, то

$$\delta\tilde{q} = \bar{b}_1 \delta\bar{r}_{PV} + \bar{b}_2 \delta\bar{V}_{PV}, \tag{3.21}$$

где $\delta\bar{r}_{PV}$ и $\delta\bar{V}_{PV}$ — изменения вычисленных величин местоположения и скорости корабля, которые необходимо произвести, чтобы привести оценку величин $\bar{r}_{PV}$ и $\bar{V}_{PV}$ в соответствие с результатами наблюдений.

В качестве примеров как наземных, так и бортовых измерений можно указать следующие:

1. Радиолокационные измерения дальности:

$$\bar{b}_1 = \bar{i}_{RV};$$

$$\bar{b}_2 = 0;$$

$$q = r_{RV},$$

где r_{RV} — расстояние от радиолокационной станции до объекта, а $\bar{i}_{RV}$ — единичный вектор в направлении от этой же станции до объекта.

2. Радиолокационные измерения скорости удаления:

$$\bar{b}_1 = \frac{1}{r_{RV}} \bar{i}_{RV} [\bar{V}_{RV} \bar{i}_{RV}];$$

$$\bar{b}_2 = \bar{i}_{RV};$$

$$q = \bar{V}_{RV} \bar{i}_{RV},$$

где $\bar{V}_{PV}$ — скорость объекта относительно радиолокатора.

3. Измерения угла между направлениями на звезду и на ориентир:

$$\bar{b}_1 = \frac{1}{r_{LV}} [\bar{i}_S - (\bar{i}_S \bar{i}_{LV}) \bar{i}_{LV}]^0;$$

$$\bar{b}_2 = 0;$$

$$q = \arccos(-\bar{i}_{LV} \bar{i}_S),$$

где r_{LV} — расстояние от корабля до ориентира;

$\bar{i}_{LV}$ — единичный вектор в направлении от ориентира к кораблю;

$\bar{i}_S$ — единичный вектор в направлении звезды.

Верхний индекс 0 указывает, что это единичный вектор в направлении [ ].

4. Измерения угла возвышения светила под горизонтом:

$$\bar{b}_1=\frac{1}{\sqrt{r_{PV}^2-r_{PH}^2}}\left\{\sqrt{r_{PV}^2-r_{PH}^2}\,[\bar{i}_S-(\bar{i}_S\bar{i}_{PV})\bar{i}_{PV}]^0-r_{PH}\bar{i}_{PV}\right\}^0;$$

$$\bar{b}_2=0;$$

$$q=\arccos(-\bar{i}_{PV}\bar{i}_S)-\arcsin\frac{r_{PH}}{r_{PV}},$$

где r_{PV} — радиус-вектор из центра выбранной планеты к кораблю;

r_{PH} — расстояние из центра планеты до горизонта.

Если для измерений выбрано дальнее направление горизонта, то величину r_{PH} следует брать с отрицательным знаком.

Переходная матрица ошибок. Шесть измерений, сделанных одновременно, позволяют составить систему шести уравнений типа (3.21). Если шесть векторов $\bar{b}$ линейно независимы, то векторы $\delta\bar{r}_{PV}$ и $\delta\bar{V}_{PV}$ могут быть получены с помощью обращения матрицы шестого порядка, каждый ряд которой составлен из элементов соответствующего вектора $\bar{b}$.

Необходимости проводить все шесть измерений одновременно и выполнять обращение матрицы можно избежать, выбрав алгоритм, при котором данные измерений используются в той последовательности, в которой они получены. Для этой цели в вычислительном устройстве необходимо иметь статистические характеристики ошибок оценок в виде корреляционной матрицы шестого порядка. Если $\bar{\varepsilon}(t)$ и $\bar{V}(t)$ — ошибки оценок векторов местоположения и скорости объекта, то корреляционная матрица шестого порядка $E(t)$ определится равенством (3.22).

Обозначим транспонирование вектора или матрицы верхним индексом Т:

$$E(t)=\begin{pmatrix}\widetilde{\bar{\varepsilon}(t)\bar{\varepsilon}(t)^{\mathrm{T}}} & \widetilde{\bar{\varepsilon}(t)\bar{V}(t)^{\mathrm{T}}}\\ \widetilde{\bar{V}(t)\bar{\varepsilon}(t)^{\mathrm{T}}} & \widetilde{\bar{V}(t)\bar{V}(t)^{\mathrm{T}}}\end{pmatrix}^{1} \qquad (3.22)$$

Теоретически эта матрица должна все время оставаться матрицей определенно положительной квадратичной формы. Однако вследствие накопления вычислительных погрешностей после большого числа вычислений она может это свойство утерять. Чтобы устранить это затруднение и одновременно значительно облегчить требования к вычислительным средствам, ввели новшество, состоящее в том, что вместо матрицы $E(t)$ используют матрицу $W(t)$, называемую переходной матрицей ошибок. Матрица $W(t)$ удовлетворяет условию

$$E(t)=W(t)W^{\mathrm{T}}(t) \qquad (3.23)$$

[1] Волнистая черта сверху обозначает осреднение. *Прим. пер.*

и в этом смысле является квадратным корнем из корреляционной матрицы. В случае необходимости корреляционную матрицу $E(t)$ можно вычислить как произведение матрицы $W(t)$ на ее транспонированную. Таким образом гарантируется по меньшей мере неотрицательность квадратичной формы матрицы $E(t)$.

Экстраполяция матрицы $W(t)$ производится непосредственным интегрированием дифференциального уравнения

$$\frac{dW}{dt}=\begin{pmatrix}0 & I\\ G(t) & 0\end{pmatrix}W, \tag{3.24}$$

в котором $G(t)$ — матрица третьего порядка, элементы которой суть частные производные вектора градиента гравитационного поля, I и 0 — соответственно единичная и нулевая матрицы третьего порядка.

Если W представить в виде клеточной матрицы как

$$W=\begin{pmatrix}\bar{\omega}_1 & \bar{\omega}_2 & \dots & \bar{\omega}_6\\ \frac{d\bar{\omega}_1}{dt} & \frac{d\bar{\omega}_2}{dt} & \dots & \frac{d\bar{\omega}_6}{dt}\end{pmatrix}, \tag{3.25}$$

то экстраполяция может быть выполнена интегрированием векторных дифференциальных уравнений:

$$\frac{d^2\bar{\omega}_i}{dt^2}=G(t)\,\bar{\omega}_i \quad (i=1,\,2,\,\dots,\,6). \tag{3.26}$$

Матрица $G(t)$ для средней стадии полета между Землей и Луной выражается следующим образом:

$$G(t)=\frac{\mu_E}{r_{EV}^5(t)}\left[3\bar{r}_{EV}(t)\,\bar{r}_{EV}(t)^{\mathrm{T}}-r_{EV}^2(t)\,I\right]+$$

$$+\frac{\mu_M}{r_{MV}^5(t)}\left[3\bar{r}_{MV}(t)\,\bar{r}_{MV}(t)^{\mathrm{T}}-r_{MV}^2(t)\,I\right],$$

так что дифференциальные уравнения, которым удовлетворяет вектор $\bar{\omega}_i(t)$, имеют вид

$$\frac{d^2\bar{\omega}_i}{dt^2}=\frac{\mu_E}{r_{EV}^3(t)}\left\{3\left[\bar{i}_{EV}(t)\,\bar{\omega}_i(t)\right]\bar{i}_{EV}(t)-\bar{\omega}_i(t)\right\}+$$

$$+\frac{\mu_M}{r_{MV}^3(t)}\left\{3\left[\bar{i}_{MV}(t)\,\bar{\omega}_i(t)\right]\bar{i}_{MV}(t)-\bar{\omega}_i(t)\right\}. \tag{3.27}$$

Весовой вектор. С помощью алгебраической комбинации матрицы W, векторов $\bar{b}$ и априорной оценки дисперсии $\bar{\alpha}^2$ ошибки измерений можно получить весовой вектор $\bar{w}$ и приращения элементов матрицы W в связи с изменением неопределенности величин в результате измерений. Весовой вектор $\bar{w}$ имеет шесть

компонент и определен так, что данные наблюдений используются статистически оптимальным образом. Требуемые вычисления производятся согласно схеме, приведенной на рис. 3.4.

Вычисления удобно производить в векторной форме, понимая каждый столбец матрицы W как вектор, точно так же, как в ра-

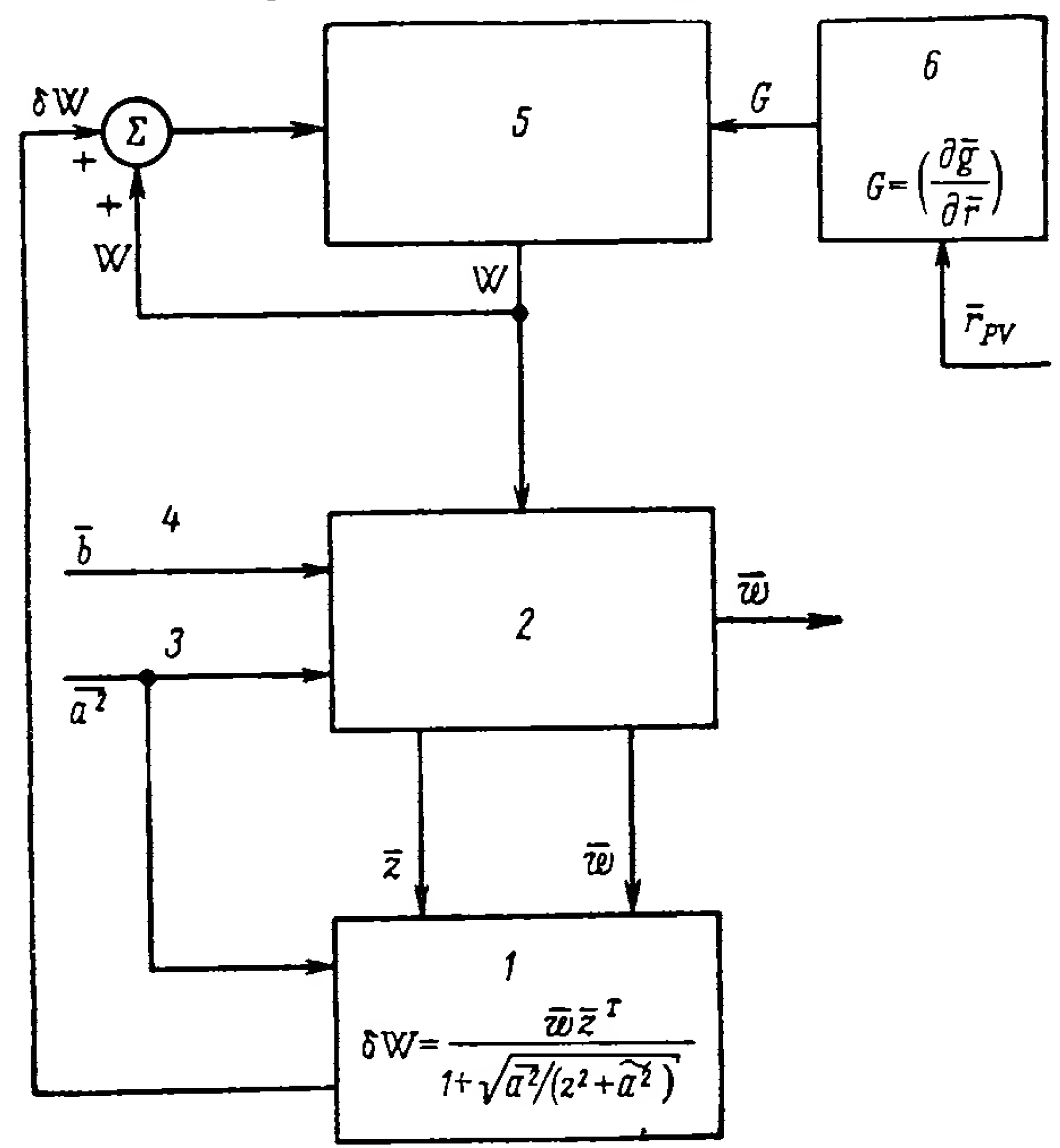


Рис. 3.4. Схема вычисления весового вектора:

1 — величина изменения переходной матрицы ошибок за один шаг; 2 — весовой вектор; 3 — оценка среднеквадратичной ошибки измерений; 4 — оценка вектора $\bar{b}$; 5 — экстраполяция переходной матрицы ошибок; 6 — матрица частных производных вектора ускорения силы тяжести

венстве (3.25). Если $\bar{w}_1$ и $\bar{w}_2$ — верхняя и нижняя трехмерные части весового вектора $\bar{w}$, то имеем

$$\bar{z}_i = \bar{\omega}_1 \bar{b}_1 + \frac{d\bar{\omega}_i}{dt} \bar{b}_2; \quad i = 1, 2, \ldots 6$$

$$\beta = \frac{1}{\overline{\alpha^2} + \sum_{i=1}^{6} z_i^2}; \tag{3.28}$$

$$\bar{w}_1 = \sum_{i=1}^{6} z_i \bar{\omega}_i;$$

$$\bar{w}_2 = \sum_{i=1}^{6} z_i \frac{d\bar{\omega}_i}{dt}.$$

Наконец, навигационные параметры получаются согласно соотношениям

$$\begin{aligned}
&\overline{r}_{PV}+\overline{w}_1\delta\tilde{q}\rightarrow\overline{r}_{PV};\\
&\overline{V}_{PV}+\overline{w}_2\delta\tilde{q}\rightarrow\overline{V}_{PV};\\
&\overline{\omega}_i-\gamma z_i\overline{w}_1\rightarrow\overline{\omega}_i;\quad i=1,\ 2,\ \ldots,6\\
&\frac{d\overline{\omega}_i}{dt}-\gamma z_i\overline{w}_2\rightarrow\frac{d\overline{\omega}_i}{dt},
\end{aligned}\tag{3.29}$$

где

$$\gamma=\frac{1}{1+\sqrt{\beta\overline{a}^2}}.$$

Численное интегрирование. Экстраполяция навигационных параметров требует решения семи векторных дифференциальных уравнений второго порядка типа уравнений (3.12) и (3.27). Все они являются частным случаем уравнения

$$\frac{d^2\overline{y}}{dt^2}=\overline{f}(\overline{y}),\tag{3.30}$$

где правая часть явно не зависит от производной искомой функции и времени.

Для решения уравнений такого типа весьма удобен метод Нистрема [5], который обеспечивает интегрирование с точностью до малых четвертого порядка. Система (3.30) может быть записана в виде

$$\frac{d\overline{y}}{dt}=\overline{z},\qquad \frac{d\overline{z}}{dt}=\overline{f}(\overline{y}).\tag{3.31}$$

Ниже приводятся формулы, по которым следует производить вычисления:

$$\begin{aligned}
&\overline{y}_{n+1}=\overline{y}_n+\overline{\Phi}(y_n)\Delta t;\\
&\overline{z}_{n+1}=\overline{z}_n+\overline{\psi}(\overline{y}_n)\Delta t;\\
&\overline{\Phi}(\overline{y}_n)=\overline{z}_n+\frac{1}{6}(\overline{k}_1+2\overline{k}_2)\Delta t;\\
&\overline{\psi}(\overline{y}_n)=\frac{1}{6}(\overline{k}_1+4\overline{k}_2+\overline{k}_3);\\
&\overline{k}_1=\overline{f}(\overline{y}_n);\\
&\overline{k}_2=\overline{f}\left(\overline{y}_n+\frac{1}{2}\overline{z}_n\Delta t+\frac{1}{8}\overline{k}_1(\Delta t)^2\right);\\
&\overline{k}_3=\overline{f}\left(\overline{y}_n+\overline{z}_n\Delta t+\frac{1}{2}\overline{k}_2(\Delta t)^2\right).
\end{aligned}\tag{3.32}$$

Для экономии памяти и времени работы вычислительного устройства вычисления следует производить в следующем порядке:

а) используя формулу Нистрема (3.32), решают уравнения (3.12). Определяются положения Солнца и Луны в моменты t_n, $t_n + {}^1/_2\Delta t$, $t_n + \Delta t$ соответственно, чтобы использовать эти данные при оценке векторов $\bar{k}_1$, $\bar{k}_2$, $\bar{k}_3$. Необходимо запомнить значения векторов $\bar{r}_{EV}$ и $\bar{r}_{EM}$ в эти моменты времени для использования их при решении уравнений (3.27);

б) по формулам (3.32) решают всю систему (3.27). При этом используются величины $\bar{r}_{EV}$ и $\bar{r}_{EM}$, полученные на первом этапе.

Теперь очевидны преимущества рекурсивного метода навигации. Несмотря на применение линейного аппарата, имеется возможность избежать зависимости от базовой или заранее вычисленной орбиты. Кроме того, по единой схеме вычислительного алгоритма измеренные данные от разных источников могут использоваться в той последовательности, в которой они получены. И наконец, пропадает необходимость производить вычисления, при которых результат находится в сильной зависимости от возмущений (например, обращение матриц).

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ

Только что рассмотренный метод навигации свободного полета может быть обобщен в смысле увеличения числа измеряемых параметров сверх шести. При этом, например, по желанию можно оценить систематические погрешности или взаимную корреляцию оптических или радиолокационных приборов, частоты бортового допплеровского источника или даже астрономических единиц, таких, как расстояния и гравитационные константы.

ГРАФИК ИЗМЕРЕНИЙ

Для эффективного применения описанного выше метода навигации следует составить соответствующий график наблюдений. Элементарный способ, оказавшийся наиболее подходящим для этих целей, описан в работе [4]. В каждом из многочисленных дискретных моментов времени, соответствующих определенным точкам траектории, производят те измерения, которые обеспечивают наибольшее уменьшение средней квадратической ошибки определения местоположения. Чтобы ограничить число измерений и не иметь излишне удлиненный график, измерение производят лишь в том случае, если оно необходимо для существенного уменьшения промаха; в противном случае оно не производится.

Описанная выше простая стратегия, использующая только текущую информацию, не гарантирует, разумеется, оптимальности процесса, так как погрешности определения местоположе-

ния и скорости явно зависят от общего графика измерений. Разрабатывался итерационный метод улучшения графика измерений с использованием корреляционных матриц. Замечено, что при этом методе процесс итераций, начинаемый с различных номинальных программ, сходится практически к одной и той же программе. Числовой пример, приведенный Денамом и Спейером [6], дает минимум средней квадратической ошибки в конечной точке, который на 10% меньше величины, полученной более элементарным способом.

ГЛАВА 3.3. НАВЕДЕНИЕ ПРИ АКТИВНОМ ПОЛЕТЕ

Определение управляющих команд, часто называемое наведением, разделяется естественным образом на две категории — наведение при больших и при малых маневрах. Вывод на промежуточную орбиту, переход на лунную или межпланетную траекторию, вход в круговую орбиту и посадка являются примером больших маневров и заметно отличаются от незначительных изменений орбиты, типичным примером которых служит изменение траектории на средней стадии полета с помощью корректирующего импульса скорости. В любом случае наведение требует решения краевой задачи с граничными условиями, заданными, например, запасом топлива, маневренностью объекта или ограничением во времени.

Точное решение задачи наведения на активном участке траектории требует, чтобы все сравнительно сложные вычисления были произведены в полете за определенное время. Учитывая небольшие габариты и скромные возможности бортовых машин сравнительно с универсальными коммерческими, следует признать построение приемлемых подробных программ вычислений весьма ответственной задачей.

В настоящей главе сопоставляются некоторые наиболее обещающие методы наведения, разрабатываемые в настоящее время.

АДАПТИВНЫЙ МЕТОД НАВЕДЕНИЯ

Метод наведения, разработанный в научном центре космических полетов им. Маршалла для ракеты Сатурн и названный адаптивным методом наведения [7], прост по идее и легок в описании. Формы уравнений наведения и отключения двигателя инвариантны к изменениям задач и объектов и поэтому согласуются с требованием общности метода. Однако при этом нужен значительный объем наземных вычислений для расчета определенных коэффициентов, необходимых при реализации метода.

Векторные величины, определяющие местоположение, скорость и кажущееся ускорение, а также скалярная величина времени поступают на вход вычислительного устройства системы наведения непрерывно в течение всего активного полета. В каждый момент времени текущие значения этих величин могут рассматриваться как начальные условия для оставшейся части полета. Идеальное решение задачи состоит в том, чтобы по существующим начальным и желаемым конечным условиям определять оптимальную траекторию и управлять направлением тяги так, чтобы эту оптимальную траекторию реализовать. Однако такой способ решения задачи наведения непрактичен и поэтому

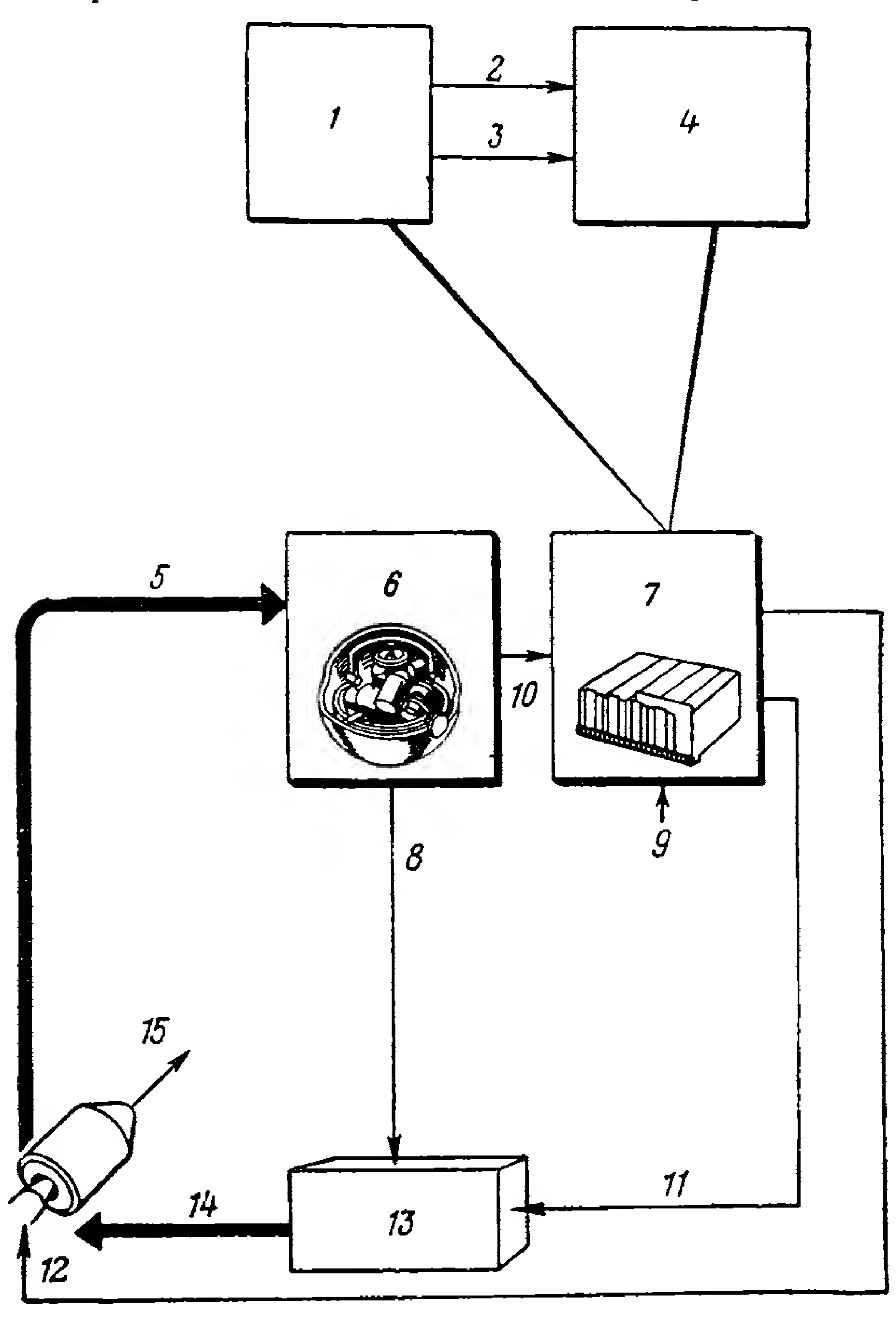


Рис. 3.5. Система наведения на активном участке:

1 — навигационные вычисления; *2* — местоположение КЛА; *3* — скорость КЛА; *4* — дифференциальный анализатор; *5* — эволюция движения корабля; *6* — чувствительные элементы; *7* — вычислительное устройство; *8* — ориентация КЛА; *9* — текущее время; *10* — выход интегратора ускорений; *11* — задаваемая ориентация; *12* — сигнал отключения; *13* — система управления ориентацией; *14* — направление силы тяги; *15* — кажущееся ускорение

методами вариационного исчисления заранее определяют семейство ожидаемых для данного объекта и данного полета траекторий. Для отыскания удовлетворительного решения задачи наведения (в частности, для выбора мгновения отключения двигателя) применяют численные методы криволинейной аппроксимации.

Функциональная схема системы наведения ракеты «Сатурн» показана на рис. 3.5. Во время полета величина кажущегося ускорения вычисляется приблизительно один раз в секунду путем дифференцирования выходных величин интеграторов ускорения и извлечения квадратного корня из суммы квадратов полученных производных. Команды наведения и момент отключения двигателя вычисляются примерно один раз в секунду как полиномы координат местоположения, скорости и кажущегося ускорения, а также времени. Во время работы первой ступени ракеты «Сатурн» для облегчения стабилизации и сокращения нагрузок на конструкцию программа наведения вычисляется как полином только времени.

Основная трудность адаптивного метода наведения состоит в отыскании наилучшего метода представления семейства ожидаемых траекторий, обеспечивающих минимум расхода топлива. Было показано, что в зависимости от задачи полета в полиномах для получения удовлетворительной точности должно быть от 40 до 60 членов.

МЕТОД ПОТРЕБНОГО ПРИРАЩЕНИЯ СКОРОСТИ

Чтобы облегчить решение многих задач наведения, можно пользоваться орбитами в виде кривых конического сечения. Для больших переходных маневров, которые в идеализированном случае могут быть совершены импульсным изменением скорости, часто можно определять разность между действительной и желаемой скоростью движения объекта по орбите конического сечения и управлять кораблем так, чтобы вектор этой разности был сведен к нулю.

Пусть вектор $\bar{V}_r$ (рис. 3.6) определен в соответствии с фактическим местоположением $\bar{r}$ как вектор мгновенной скорости, которая нужна, чтобы удовлетворить набору условий, выбранных для данного полета. Разность $\bar{V}_g$ между потребной скоростью $\bar{V}_r$ и фактической скоростью объекта $\bar{V}$ и есть тот самый импульс скорости, который необходимо сообщить объекту для выполнения задачи.

Совершенно очевидными являются два приемлемых метода наведения, применяя которые можно одновременно свести к нулю все три компоненты вектора $\bar{V}_g$. Во-первых, можно так ориентировать объект, чтобы направление кажущегося ускорения $\bar{a}_т$ совпадало с направлением вектора $\bar{V}_g$. Во-вторых, так как для производной $\dot{\bar{V}}_g$ от скорости $\bar{V}_g$ по времени можно вывести удоб-

ное выражение, вектор $\bar{a}_т$ следует направить так, чтобы вектор $\dot{\bar{V}}_g$ был параллелен и противоположно направлен вектору $\bar{V}_g$. Если величина тяги недостаточна, может оказаться невозможным направить производную $\dot{\bar{V}}_g$ параллельно $\bar{V}_g$. Однако для ракет с типичным химическим топливом, когда время горения относительно невелико, такая логика наведения не встречает затруднений.

Комбинация этих двух методов ведет к высоко эффективному закону наведения, мало отличающемуся от оптимальных решений, получаемых с помощью вариационного исчисления. Исходя из максимальной экономии топлива во время маневра выбирают эмпирически скалярный параметр γ, определяющий пропорцию комбинации. Обычно достаточно, чтобы параметр γ

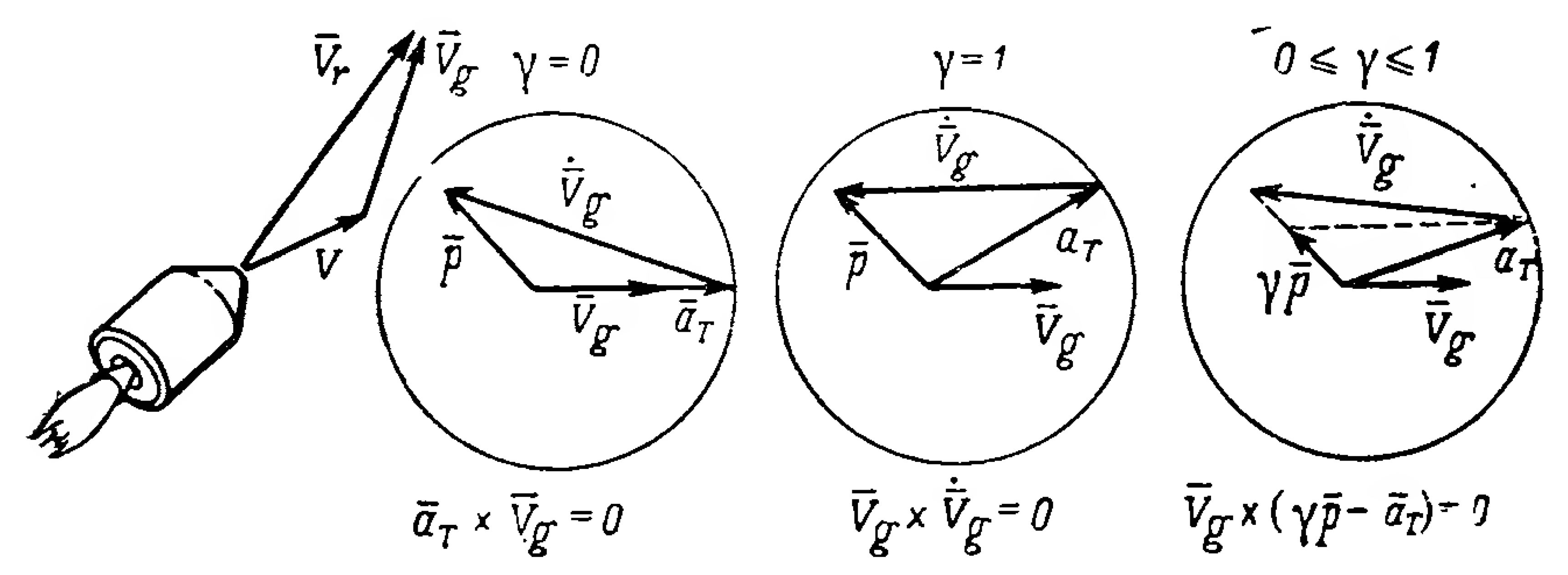


Рис. 3.6. Иллюстрация метода потребного приращения скорости: $\bar{V}_r$ — требуемая скорость; $\bar{V}$ — фактическая скорость; $\bar{V}_g$ — потребное приращение скорости; $\bar{a}_T$ — вектор кажущегося ускорения

оставался постоянной величиной на конкретной стадии полета, но если потребуется, его можно сделать функцией некоторого удобного переменного параметра системы.

Рассмотрим функциональную схему вычислительных операций (рис. 3.7), которые нужны для определения сигналов рассогласования, подаваемых в систему стабилизации. По данным интеграторов кажущегося ускорения вычисляются координаты, скорость и вектор гравитационного ускорения, как показано выше в разделе о навигации. Требуемая для решения стоящих перед объектом задач мгновенная скорость определяется в функции его местоположения и используется для вычисления требуемого приращения скорости. Используя значения величин, известные от предыдущего шага, численно дифференцируют требуемый вектор скорости и показания интеграторов ускорений, в результате чего получают следующие две важные составляющие сигнала рассогласования: на выходе системы получается вектор, величина которого при соответствующем выборе масштаба пропорциональна малому углу между действительным и заданным векторами кажущегося ускорения, а направление определяет ось и направление поворота, который нужно совершить, чтобы свести это

рассогласование к нулю. Вблизи конца маневра, когда разность между желаемой и фактической скоростью мала, прекращают наведение, осуществляемое поворотом корабля, корабль удерживают в неизменной ориентации, а отсечку двигателя производят по величине $\overline{V}_g$.

Такой метод наведения используют для управления командным модулем корабля «Аполлон» на следующих этапах полета: а) переход с промежуточной околоземной орбиты на траекторию полета к Луне, б) переход с гиперболической на окололунную

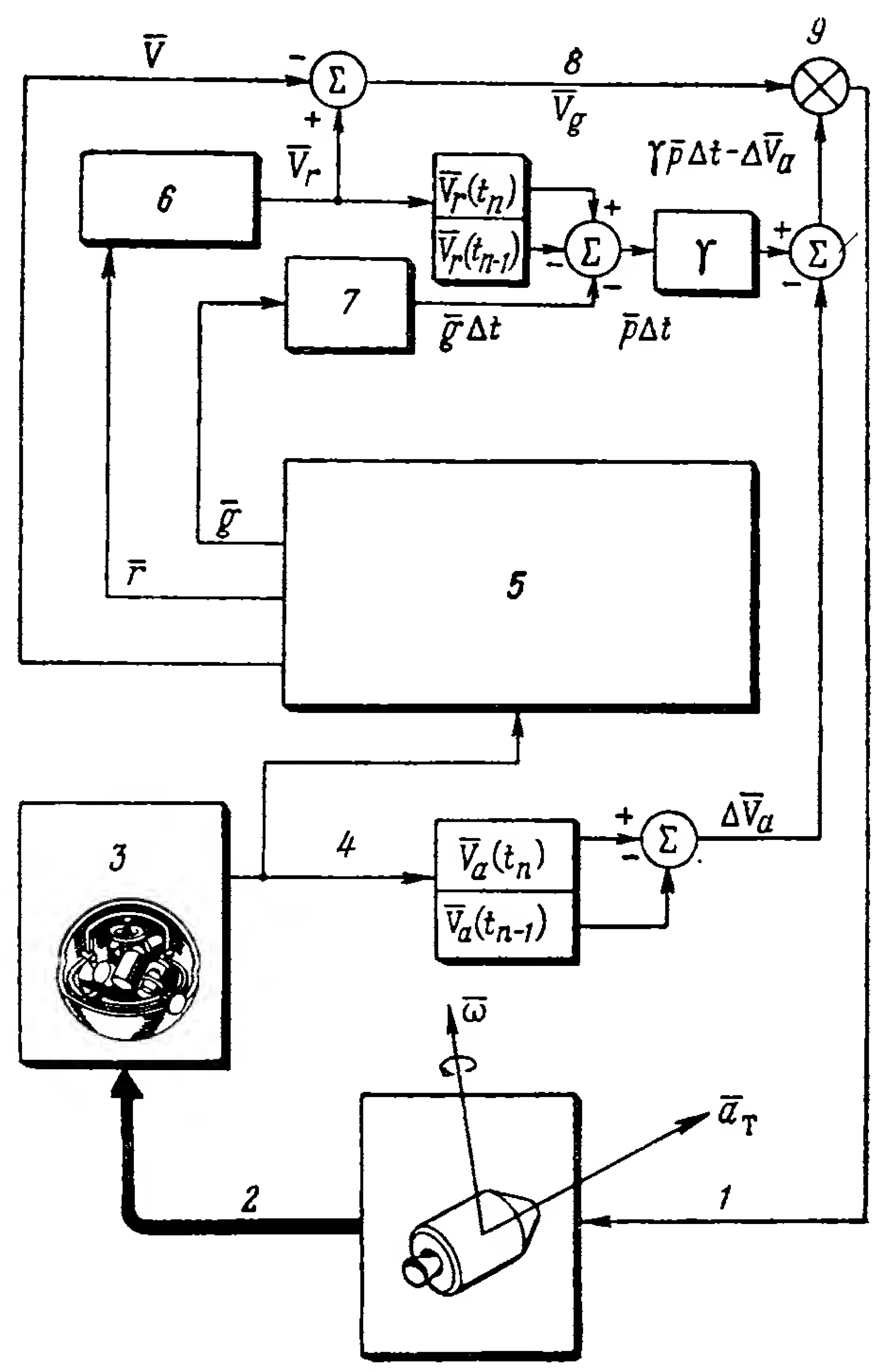


Рис. 3.7. Функциональная схема управления ориентацией по методу потребного приращения скорости:
1 — задаваемое приращение скорости вращения; *2* — эволюция КЛА; *3* — чувствительные элементы; *4* — выходная величина интеграторов ускорений; *5* — навигационные вычисления, ускорение тяготения, инерциальные координаты, инерциальная скорость; *6* — вычисление потребной скорости; *7* — шаг интегрирования Δt; *8* — потребное приращение скорости; *9* — векторное произведение

круговую орбиту и в) переход с окололунной орбиты на траекторию полета к Земле.

Для каждого из этих маневров импульс скорости рассчитывается по следующим формулам:

а) Переход с промежуточной орбиты на траекторию полета к Луне.

Требуемая для такого маневра скорость $\bar{V}_r$ определяется для текущих значений координат корабля из условия перехода его на орбиту конического сечения и прибытия в известную точку к заданному моменту времени.

Вектор $\bar{V}_r$ может быть вычислен по формуле

$$\bar{V}_r = \sqrt{\frac{\mu_E}{2}}\,[A(\bar{i}_c + \bar{i}_r) + B(\bar{i}_c - \bar{i}_r)], \qquad (3.33)$$

где

$$A = \pm\sqrt{\frac{1}{s-c} - \frac{1}{2a}};$$

$$B = \sqrt{\frac{1}{s} - \frac{1}{2a}}\,\mathrm{sign}\,(t_m - t);$$

c — линейное расстояние от фактического местоположения корабля $\bar{r}$ до точки цели $\bar{r}_T$;

s — полупериметр треугольника, образованного векторами $\bar{r}$ и их векторной разностью $\bar{c} = \bar{r}_T - \bar{r}$;

a — большая полуось конического сечения;

t — требуемое время перелета;

t_m — время перелета в точку $\bar{r}_T$ при минимальной затрате энергии.

Выбор верхнего или нижнего знака в выражении для A зависит от того, будет ли центральный угол перелета больше или меньше 180° соответственно. Расчетную точку цели смещают на определенную величину относительно желаемой, учитывая предстоящие гравитационные возмущения. Чтобы упростить вычисления, заданное время полета выдерживают приближенно, полагая большую полуось предвычисленной орбиты конического сечения постоянной и равной заранее определенному значению.

б) Вход в круговую орбиту.

Если требуется с помощью тормозного импульса перевести КЛА, летящий по траектории сближения, на круговую орбиту, можно определить вектор $\bar{V}_r$ как скорость, которую нужно сообщить КЛА в данной точке, чтобы орбита стала круговой и оказалась в определенной плоскости. Если $\bar{r}$ — радиус-вектор местоположения объекта из центра Луны, а $\bar{i}_n$ — единичная нормаль к желаемой плоскости орбиты, то

$$\bar{V}_r = \sqrt{\frac{\mu_M}{r}}\,[\bar{i}_r \times \bar{i}_n]. \qquad (3.34)$$

Таким методом можно управлять формой и ориентацией плоскости орбиты, но непосредственное управление орбитальным радиусом невозможно. Однако имеется эмпирическое соотношение между окончательным радиусом и перицентром орбиты сближения, так что окончательный радиус может быть установлен соответствующим выбором орбиты сближения.

в) Вывод на траекторию полета к Земле.

В окрестности Луны эта траектория очень близка к гиперболической. Поэтому требуемая скорость для вывода корабля на эту траекторию наиболее просто может быть определена с помощью модуля $\overline{V}_\infty$ и направления $\overline{i}_\infty$ асимптотической скорости $\overline{V}_\infty$ в бесконечности:

$$\overline{V}_r = \frac{V_\infty}{2}\left[(D+1)\overline{i}_\infty + (D-1)\overline{i}_r\right], \qquad (3.35)$$

где

$$D = \sqrt{1 + \frac{4\mu_M}{rV_\infty^2\,(1+\overline{i}_r\overline{i}_\infty)}}.$$

Направление в пространстве, вдоль которого должен быть ориентирован вектор ускорения, обусловленного тягой, в начале маневра определяется равенством

$$\overline{a}_T = \gamma\overline{p} + (q - \overline{i}_g\gamma\overline{p})\,\overline{i}_g, \qquad (3.36)$$

где $\overline{i}_g$ — единичный вектор в направлении $\overline{V}_g$ и

$$q = \sqrt{a_T^2 - (\gamma p)^2 + (\overline{i}_g\gamma\overline{p})^2}.$$

Векторные величины $\overline{V}_g$ и $\overline{p}$ являются непрерывными функциями начала активного участка и могут быть вычислены заранее, чтобы можно было ориентировать должным образом корабль до включения двигателя.

УПРАВЛЕНИЕ ВЕКТОРОМ КОНЕЧНОГО КИНЕМАТИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ

Рассмотренные выше формульные методы пригодны, если можно определить требуемую по окончании действия тяги скорость как функцию текущего местоположения КЛА и таким образом избежать необходимости управления координатами. С другой стороны, если местоположение и скорость в момент отсечки заданы независимо друг от друга, то может быть применен метод наведения, основанный на точном решении уравнений активного движения [8]. В качестве примера рассмотрим задачи выведения корабля на круговую орбиту определенной высоты, лежащую в заданной плоскости, мягкой посадки корабля на поверхность Луны и задачу сближения при орбитальном полете.

Вычисления, которые необходимы при наведении для решения более общей краевой задачи, включают определение времени, оставшегося до окончания тяги. В случае ракеты с фиксированной тягой момент окончания тяги вычисляется циклично-итерационным способом подобно тому, как определяется конечная скорость вдоль одной координатной оси. Вычислительный процесс также включает в себя по необходимости отыскание эффективной скорости истечения рабочего тела двигателя, основанное на знании математических зависимостей между его параметрами.

Если возможно управление тягой двигателя, то величину тяги можно задавать из условия выгорания топлива к вычисленному моменту времени. В этом случае оставшееся время вычисляется тривиальным способом. До включения двигателя момент его выключения выбирается согласно критерию, который зависит от конкретной задачи наведения. Для орбитального сближения время, желаемое местоположение и скорость к моменту отключения двигателя выбирают по известным эфемеридам КЛА цели. Для мягкой посадки на Луну время окончания тяги выбирается из условия, чтобы начальная тяга была максимальной.

Получение точных уравнений наведения, позволяющих в случае управляемой тяги двигателей вывести КЛА в желаемую область конечных условий основано на решении следующей простой вариационной задачи. Пусть требуется найти программу $\bar{a}(t)$, минимизирующую функционал:

$$I=\int_{t}^{t_D} a^2(\tau)\,d\tau, \tag{3.37}$$

где t — текущее, а t_D — желаемое конечное время.

Если $\bar{a}(t)$ — полное ускорение, изменяющее скорость движения, то

$$\frac{d\bar{r}}{dt}=\bar{V};\qquad \frac{d\bar{V}}{dt}=\bar{a}; \tag{3.38}$$

при граничных условиях

$$\begin{gathered}\bar{r}(t)=\bar{r},\quad \bar{r}(t_D)=\bar{r}_D,\\ \bar{V}(t)=\bar{V},\quad \bar{V}(t_D)=\bar{V}_D.\end{gathered} \tag{3.39}$$

Эта задача минимизации легко решается с помощью вариационного исчисления. Введя два вектора неопределенных множителей Лагранжа $\bar{\lambda}$ и $\bar{\eta}$, можно составить комбинацию выражений (3.37) и (3.38) в форме

$$I=\int_{t}^{t_D}\left\{\bar{a}^T(\tau)\,\bar{a}(\tau)+\bar{\lambda}^T\left(\frac{d\bar{r}}{dt}-\bar{V}\right)+\bar{\eta}^T\left[\frac{d\bar{V}}{dt}-\bar{a}(\tau)\right]\right\}d\tau.$$

Уравнения Эйлера — Лагранжа для последнего функционала имеют вид

$$\frac{d}{dt}\bar{\lambda}^T=0,$$

$$\frac{d}{dt}\bar{\eta}^T+\bar{\lambda}^T=0, \qquad (3.40)$$

$$-2\bar{a}^T+\bar{\eta}^T=0.$$

Решая уравнения (3.40), получаем

$$\bar{a}(t)=\bar{c}_1+\bar{c}_2 t.$$

Постоянные интегрирования $\bar{c}_1$ и $\bar{c}_2$ выбираются так, чтобы удовлетворить граничным условиям (3.39). Окончательный результат представляется в виде

$$\bar{a}(t)=\frac{4}{t_{g0}}(\bar{V}_D-\bar{V})-\frac{6}{t_{g0}^2}[\bar{r}_D-(\bar{r}+\bar{V}_D t_{g0})],$$

где $t_{g0}=t_D-t$ — время, оставшееся до окончания действия тяги.

Полное ускорение $\bar{a}(t)$ — это, вообще говоря, сумма ускорений тяги $\bar{a}_T(t)$ и гравитации $\bar{g}(\bar{r})$. Если вектор гравитации постоянный, то точное решение задачи наведения определяется формулой

$$\bar{a}_T=\frac{4}{t_{g0}}(\bar{V}_D-\bar{V})-\frac{6}{t_{g0}^2}[\bar{r}_D-(\bar{r}+\bar{V}_D t_{g0})]-\bar{g}. \qquad (3.41)$$

В задачах, представляющих практический интерес, вектор $\bar{g}$ не является постоянным, а интегрально-квадратичный критерий (3.37) не соответствует минимизации топлива. Однако оказывается, что равенство (3.41) дает приблизительно оптимальный закон управления для широкого класса различных задач.

Схема вычислений, которые нужны при наведении летательного аппарата с регулируемой тягой, практически не отличается от представленной на рис. 3.5. Из навигационной системы получаются текущее время, координаты места, скорость и ускорение силы тяжести КЛА; по ним вычисляются требуемые направление и величина тяги двигателей. Когда конечные условия достигнуты, оставшееся до окончания процесса время обращается в нуль; для этого момента времени уравнения дают расходящееся решение. Сингулярности, однако, легко избежать ценой небольшой потери точности, считая время до окончания активного участка постоянным, как только оно станет меньше некоторой заданной величины. Отключение двигателя можно произвести, когда фактически оставшееся время до окончания тяги станет равным нулю.

ГЛАВА 3.4. НАВЕДЕНИЕ НА СРЕДНЕЙ СТАДИИ ПОЛЕТА

ТЕОРИЯ НАВЕДЕНИЯ, ОСНОВАННАЯ НА ЛИНЕАРИЗАЦИИ УРАВНЕНИЙ

Методы наведения и навигации космического корабля в межпланетном и окололунном пространстве часто основываются на линеаризации отклонений при возмущенном движении. При линеаризации координаты разлагаются в ряд около значений, соответствующих номинальной или базовой траектории, и в этом ряду удерживаются только члены первого порядка малости. Линеаризованные уравнения гораздо проще исходных и при обращении с ними можно пользоваться не только методом суперпозиции, но и всем мощным аппаратом линейного анализа, получая решения самых разнообразных задач наведения и навигации.

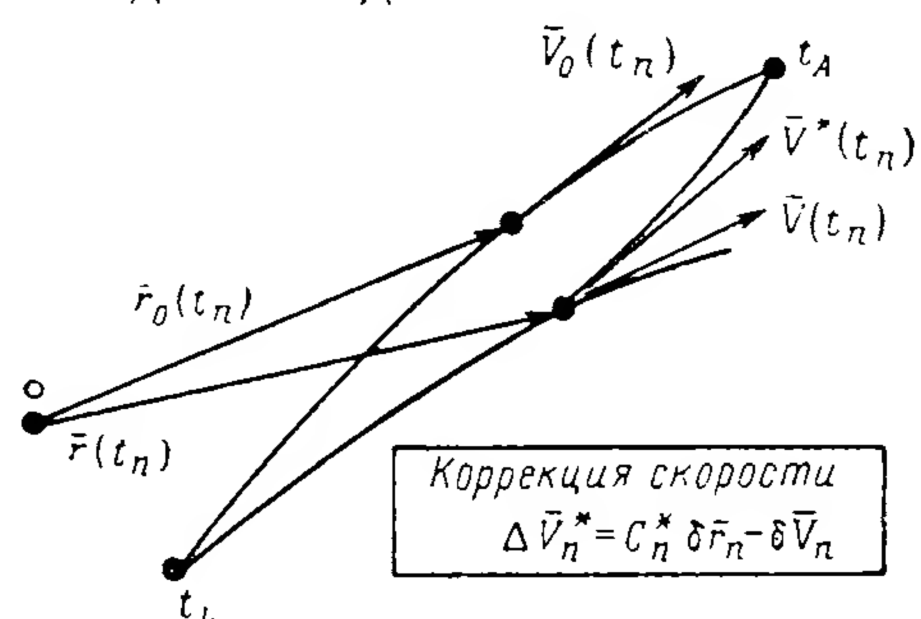


Рис. 3.8. К применению линеаризованной теории наведения

Рассмотрим, например, задачу наведения, показанную на рис. 3.8. Корабль запускается на орбиту в момент времени t_L и движется под влиянием одного или нескольких гравитационных полей, чтобы достигнуть точки цели в момент t_A. Пусть $\bar{r}_0(t_n)$ и $\bar{V}_0(t_n)$ суть векторы местоположения и скорости в момент t_n корабля, движущегося вдоль номинальной траектории, соединяющей начальную и конечную точки. Вследствие ошибок векторы $\bar{r}(t_n)$ и $\bar{V}(t_n)$ фактического местоположения и скорости отклоняются от соответствующих заранее вычисленных векторов. Если отклонение от заранее вычисленной траектории остается малым, то можно воспользоваться методом линеаризации и вычислить вектор $\Delta\bar{V}_n{}^*$ корректирующего импульса скорости как линейную комбинацию отклонений компонент векторов местоположения и скорости. Матрица частных производных от компонентов вектора $\bar{V}^*$, требуемого для достижения цели, по компонентам вектора фактического местоположения $\bar{r}$ есть матрица третьего порядка C^*. Чтобы вычисления давали достаточно точный результат, необходимо, конечно, ограничить отклонения от соответствующих номинальных величин. Другая причина, ограничивающая применение метода линеаризации, состоит в том, что должны быть заранее известны все возможные моменты коррекции и для них должны быть вычислены элементы матрицы C^*, которые необходимо хранить в памяти вычислительного устройства. При пользовании таким методом требования к объему памяти

вычислительного устройства становятся чрезмерно большими также и вследствие того, что необходимо хранить семейство базовых траекторий, которые могут понадобиться при возможных вариациях времени и места старта.

МЕТОДЫ, ОСНОВАННЫЕ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ КОНЕЧНЫХ ФОРМУЛ

Количество запоминаемых данных, требуемых для маневра на средней стадии, может быть значительно уменьшено, если применять методы, основанные на использовании орбит конических сечений, но видоизмененные с учетом малой нецентральности тяготения. Таким методом можно вычислить корректирующую скорость как для заданного фиксированного, так и для нефиксированного времени прибытия в заданную точку, что иллюстрируется следующими двумя примерами.

Наведение для достижения цели в заданный момент времени

Вследствие начальных ошибок, возникающих из-за неточного выведения корабля на соответствующую траекторию перелета к Луне, часто требуется коррекция скорости спустя несколько ча-

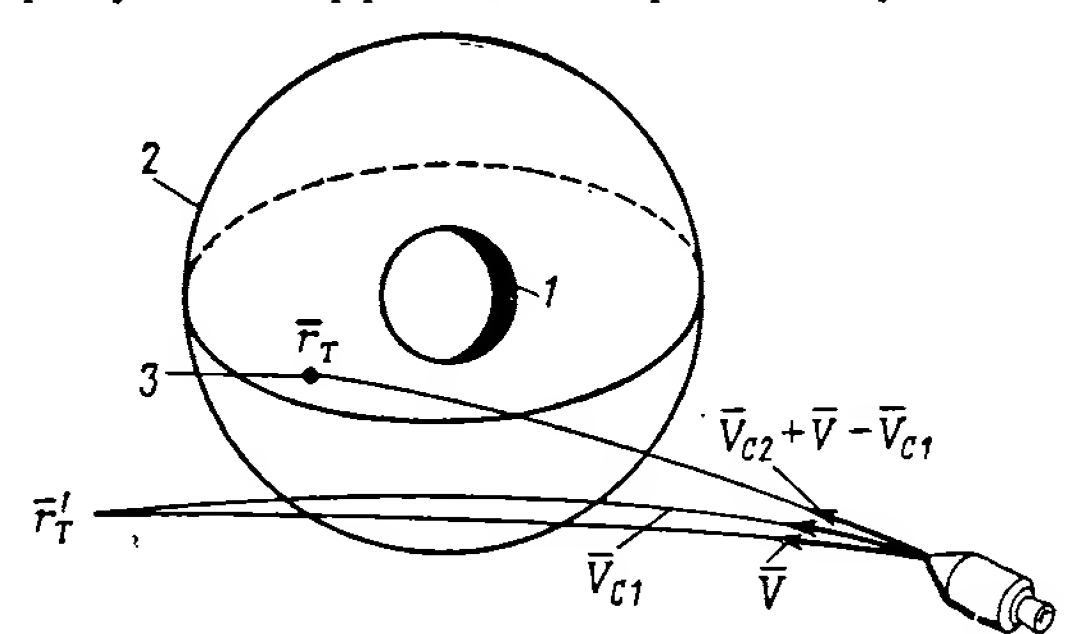


Рис. 3.9. Коррекция на средней стадии полета для прибытия в фиксированное время:
1 — Луна; *2* — сфера лунного притяжения; *3* — точка цели

сов свободного полета. Точное определение траектории корабля после вывода его с околоземной орбиты производится навигационными средствами, как это рассматривалось выше. Выбирается срединная точка цели $\bar{r}_T$ как точка на сфере гравитационного влияния Луны, сквозь которую корабль должен пройти в расчетное время. Пусть $\bar{r}$ и $\bar{V}$ — векторы местоположения и скорости, вычисленные на момент, когда должна быть произведена коррекция (рис. 3.9). Вычисляя траекторию путем интегрирования системы уравнений, что является частью программы навигации свободного полета, можно определить вектор $\bar{r}_T'$

местоположения корабля в номинальный момент прибытия, если не производить коррекции. Вычисляя дугу конического сечения, соединяющую точки $\bar{r}$ и $\bar{r}_T'$, по которой движение из точки $\bar{r}$ в точку $\bar{r}_T'$ совершится за то же время, можно определить соответствующий вектор скорости $\bar{V}_{c1}$ корабля в точке $\bar{r}$. Разность между скоростью $\bar{V}_{c1}$, необходимой для движения по дуге конического сечения, и действительной скоростью есть хорошая мера возмущения, вызываемого притяжением Луны и Солнца. Другая дуга конического сечения, соединяющая местоположение корабля $\bar{r}$ и желаемую точку цели $\bar{r}_T$, порождает вектор скорости $\bar{V}_{c2}$. Если в эту скорость внести поправку на эффект гравитационного возмущения, вызываемого Луной и Солнцем, то получится скорость, необходимая для достижения желаемой цели из точки $\bar{r}$. Таким образом, с хорошим приближением требуемая скорость коррекции может быть получена как разность между двумя скоростями по коническим сечениям. Вычисления могут быть, конечно, повторены итеративно для достижения любой желаемой точности приближения. На практике, однако, одного цикла вычислений достаточно.

Таким образом, алгоритм наведения для прибытия в цель в заданный момент времени сводится к следующему.

а) Скорость по дуге конического сечения, требуемая для прибытия из $\bar{r}$ в $\bar{r}_T'$, вычисляется из соотношения

$$\bar{V}_{c1} = \operatorname{sign}(\pi^2 - x)\sqrt{\frac{\mu_E[2 - xC(x)]}{4s}}(\bar{i}_c - \bar{i}_r) \pm$$

$$\pm\sqrt{\frac{\mu_E[2 - yC(y)]}{4(s-c)}}(\bar{i}_c + \bar{i}_r),$$

где μ_E — гравитационная постоянная Земли;
$\bar{i}_r$ — единичный вектор в направлении $\bar{r}$;
$\bar{i}_c$ — единичный вектор в направлении $(\bar{r}' - \bar{r})$;
s — полупериметр треугольника, образованного векторами $\bar{r}$, $\bar{r}_T'$ и $(\bar{r}' - \bar{r})$.

Величины x и y определяются как корни уравнения

$$\sqrt{\mu_E}\Delta t = \left[\frac{s}{C(x)}\right]^{3/2} S(x) \pm \left[\frac{s-c}{C(y)}\right]^{3/2} S(y), \qquad (3.43)$$

$$sC(y) = (s-c)\,xC(x),$$

в которых Δt — время между номинальным моментом прибытия и текущим моментом. Специальные трансцендентные функции S и C определены формулами (3.11). Выбор верхнего или нижнего знака в формулах (3.42) и (3.43) зависит от того, совершается ли перелет между точками $\bar{r}$ и $\bar{r}_T'$ в угле, бо́льшем или меньшем 180° соответственно.

б) Скорость $\overline{V}_{c2}$ для достижения точки $\bar{r}_T$ по дуге конического сечения вычисляется повторением шага а и подстановкой $\bar{r}_T$ вместо $\bar{r}_T'$.

в) Оценка вектора скорости коррекции дается формулой

$$\Delta\overline{V}=\overline{V}_{c2}-\overline{V}_{c1}. \tag{3.44}$$

Наведение при нефиксированном моменте прибытия

Если при выполнении коррекции в окрестностях Луны допускается изменение момента достижения перилуния, то можно уменьшить требуемый корректирующий импульс и сократить отклонение конечной скорости от номинальной величины. Пусть, в частности, желаемые конечные условия заключаются в том, что высота перилуния должна быть определенной, а вектор перилу-

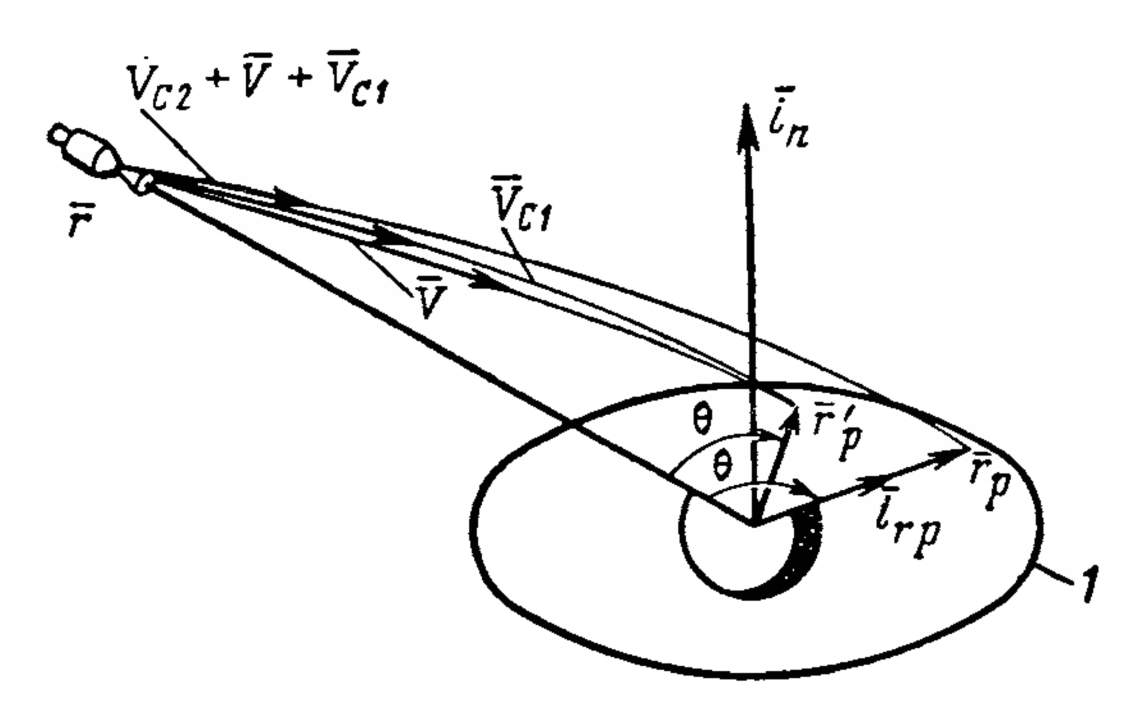


Рис. 3.10. Коррекция на средней стадии полета для прибытия в нефиксированное время:
1 — желаемая плоскость

ния должен лежать в некоторой фиксированной плоскости. Снова (рис. 3.10) траекторию экстраполируют до момента достижения перилуния $\bar{r}'_p$, который имел бы место при отсутствии коррекции. Затем определяют дугу конического сечения, соединяющую $\bar{r}'_p$ с вектором местоположения $\bar{r}$, чтобы получить меру гравитационного возмущения. Желаемый вектор перилуния $\bar{r}_p$ получают из вектора $\bar{r}_p'$; для этого умножают последний на такое число, чтобы получилось требуемое перилунное расстояние, и затем поворачивают полученный в результате вектор до совмещения его с желаемой плоскостью, оставляя центральный угол θ постоянным. После этого вычисляют другую дугу конического сечения с перилунием $\bar{r}_p$ и разность между скоростями, определенными по дугам этих конических сечений, снова дает необходимое приращение скорости с весьма высокой точностью приближения.

Теоретически желаемая плоскость не остается неподвижной в пространстве, а вращается вместе с Луной. Однако пренебре-

жение произведением отклонения времени достижения перилуния на скорость вращения Луны ведет к отклонениям конечных условий от номинальных, меньшим, чем из-за навигационных ошибок. Следовательно, с достаточной точностью можно считать, что перилуний лежит в неподвижной плоскости.

Итак, задача наведения по заданному перилунию решается следующими шагами:

а) скорость $\bar{V}_{c1}$ по дуге конического сечения, требуемая для того, чтобы корабль из местоположения $\bar{r}$ достиг перицентра $\bar{r}_p'$, вычисляется по формуле

$$\bar{V}_{c1}=\frac{\sqrt{\mu_M p}}{r r_p' \sin\theta}\left\{\bar{r}_p'-\left[1-\frac{r_p}{r}(1-\cos\theta)\right]\bar{r}\right\}, \qquad (3.45)$$

где θ — угол между $\bar{r}$ и $\bar{r}_p'$, а p — параметр конического сечения, определяемый формулой

$$p=\frac{r r_p'(1-\cos\theta)}{r_p'-r\cos\theta}; \qquad (3.46)$$

б) радиус-вектор перилуния $\bar{r}_p'$ поворачивается в желаемую плоскость и изменяется до желаемой величины

$$\bar{r}_p=r_p'\left[\sqrt{1+\beta\cos\theta}\,(\bar{i}_n\cdot\bar{i}_r)^0+\beta\bar{i}_n(\bar{i}_n\cdot\bar{i}_r)\right],$$

где

$$\beta=-\frac{\cos\theta}{1-(\bar{i}_n\bar{i}_r)^2}.$$

Единичный вектор $\bar{i}_n$ нормален к желаемой плоскости и совпадает по направлению с вектором момента количества движения КЛА при его обращении вокруг Луны по желаемой орбите;

в) скорость $\bar{V}_{c2}$ вдоль конического сечения, требуемая для достижения перицентра $\bar{r}_p$, так же как и в шаге а) вычисляется заменой $\bar{r}_p'$ на $\bar{r}_p$;

г) величина требуемой коррекции скорости может быть уменьшена, если принять во внимание, что существует направление, вдоль которого скорость может быть изменена без изменения высоты перицентра. Если компоненты скоростной коррекции вдоль этого «направления нечувствительности» вычесть из полного импульса коррекции, эффект будет лишь в незначительном повороте вектора $\bar{r}_p$. Такое направление вычисляется по формуле

$$\bar{i}_D=\left[-(1-\cos\theta)^2\,\bar{i}_{rp}+\sin\theta\left(1-\cos\theta+\frac{p}{r_p}\right)(\bar{i}_r+\bar{i}_n)\right]^0, \qquad (3.48)$$

где $\bar{i}_{rp}$ — единичный вектор вдоль $\bar{r}_p$;

д) оценка корректирующего импульса скорости дается компонентой вектора $\overline{V}_{c2}-\overline{V}_{c1}$ в плоскости, перпендикулярной $\overline{i}_D$, и вычисляется из равенства

$$\Delta\overline{V}=\overline{V}_{c2}-\overline{V}_{c1}-\left[\overline{i}_D\left(\overline{V}_{c2}-\overline{V}_{c1}\right)\right]\overline{i}_D. \tag{3.49}$$

При полете к окрестностям Земли не нужно стремиться к фиксированной плоскости. В этом случае желаемыми конечными условиями являются высота перигея в безвоздушном пространстве (что эквивалентно углу входа в плотные слои атмосферы) и приземление в определенном месте Земли. Этот тип коррекции скорости, называемый наведением по заданному перигею, есть обобщение наведения по перилунию. Плоскость перигея должна быть определена таким образом, чтобы корабль был направлен к желаемому месту приземления. Неотъемлемой частью наведения по заданному перигею является задача такого согласования действий, чтобы при коррекции был принят в расчет момент времени достижения перигея. Изменение времени достижения перигея, обусловленное коррекцией скорости, изменяющей расстояние от r_p' до r_p, дается эмпирически определенной формулой $kr(r_p'-r_p)$, где найденный экспериментально коэффициент k равен $4{,}6\cdot10^{-10}$ *час/км*^{2}. Простые вычисления показывают, что коррекция скорости, которая производится в сфере влияния Луны (около 380 000 *км* от Земли) и изменяет расстояние перигея на 900 *км*, изменяет время достижения перигея приблизительно на 10 *мин*.

Пусть δt_p — оценка отклонения времени достижения перигея в часах, $\overline{i}_{L0}$ — единичный вектор в направлении места посадки в номинальное время прибытия и α_0 — номинальный угол из перигея в $\overline{i}_{L0}$. Допуская, что корабль во время входа в атмосферу движется со средней орбитальной круговой скоростью, получим отклонение угла, вызванное вращением Земли:

$$\delta A=\frac{\pi}{12}\delta t_p+\frac{\alpha-\alpha_0}{16}, \tag{3.50}$$

где α — действительный угол из перигея в место приземления. При повороте Земли на угол δA место посадки изменится с $\overline{i}_{L0}$ на i_L согласно формуле

$$\overline{i}_L=\begin{pmatrix}\cos\delta A & -\sin\delta A & 0\\ \sin\delta A & \cos\delta A & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix}\overline{i}_{L0}. \tag{3.51}$$

Угол α удовлетворяет соотношению

$$\alpha=\begin{cases}\arccos\left(\overline{i}_r\overline{i}_L\right)-\theta,\\ 2\pi-\arccos\left(\overline{i}_r\overline{i}_L\right)-\theta,\end{cases} \tag{3.52}$$

где выбор первого или второго равенства производится согласно тому, будет ли угол между $\bar{i}_r$ и $\bar{i}_L$ больше или меньше 180° соответственно.

Желаемая плоскость определяется затем начальным местоположением $\bar{r}$ и вектором местоположения посадки $\bar{i}_L$, вычисленным по формулам (3.50), (3.51) и (3.52).

Если бы действительная траектория корабля оказалась плоской кривой, то методы наведения по заданному перилунию можно было бы без изменения применить для вычисления коррекции скорости в данном случае. К сожалению, траектория оказывается настолько неплоской, что обязательно требуются дополнительные шаги по сравнению с методом наведения по заданному перилунию. На рис. 3.11 схематически представлена такая проекция траекторий, что плоские траектории на ней выглядят как прямые линии. Если метод наведения по перилунию применить без изменений, то приземление будет в точке $\bar{i}_L''$ вместо $\bar{i}_L$. Чтобы противодействовать этому эффекту, по вектору $\bar{r}_p'$ вычисляется положение $\bar{i}_L'$, которое займет корабль при отсутствии коррекции в момент, когда требуемая точка приземления будет в точке $\bar{i}_L$.

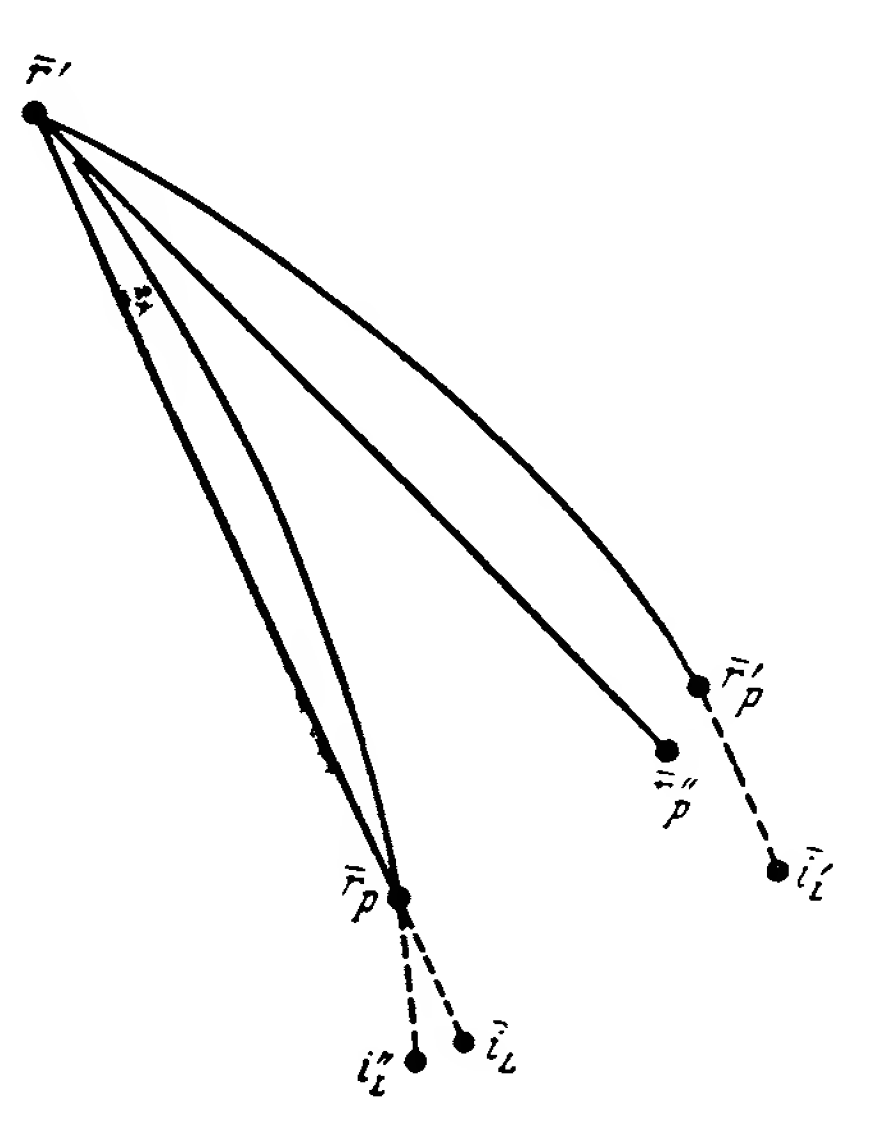


Рис. 3.11. Схематическое изображение траекторий при наведении по заданному перигею

Затем находится ложный перигей $\bar{r}_p''$ в плоскости, определяемой $\bar{r}_p'$ и $\bar{i}_L'$, и этот перигей используется вместо $\bar{r}_p'$ для дальнейшего расчета.

Итак, наведение по заданному перигею может быть сведено к следующим операциям:

а) делается оценка изменения времени достижения перигея по формуле

$$\delta t_p = \delta t_p' + kr(r_p - r_p'), \tag{3.53}$$

где $\delta t_p'$ — вариация времени достижения перигея при отсутствии коррекции;

б) находится положение желаемой точки приземления решением трансцендентных уравнений (3.50), (3.51) и (3.52) для $\bar{i}_L$ и α;

в) вычисляется единичный вектор $\bar{i}_L'$ из уравнения

$$\bar{i}_L' = \bar{i}_{rp} \cos\alpha + \bar{i}_{Vp} \sin\alpha, \tag{3.54}$$

где $\bar{i}_{rp}$ и $\bar{i}_{Vp}$ — единичные векторы в направлениях местоположения $\bar{r}_p'$ и соответствующей скорости;

г) вычисляется вектор ложного перигея с помощью равенства (3.47), в котором делаются замены:

$$\pm(\bar{i}_r \bar{i}_L)^0 \to \bar{i}_n; \quad \bar{r}_p' \to \bar{r}_p; \quad r_p' \to r_p;$$

д) вычисляется единичный вектор нормали к желаемой плоскости из уравнения

$$\bar{i}_n = \pm(\bar{i}_r \bar{i}_n)^0;$$

е) оставшиеся операции точно такие же, как в пп. от а) до д) в наведении по перилунию. В определении вектора $\bar{i}_n$ в пп. г) и д) верхний или нижний знак выбирается согласно тому, будет ли угол между $\bar{i}_r$ и $\bar{i}_L'$ (или $\bar{i}_L$, безразлично) больше или меньше 180° соответственно.

ОПТИМАЛЬНЫЕ СТРАТЕГИИ НАВЕДЕНИЯ

При компенсации влияния начальных ошибок посредством коррекции на средней стадии неизбежно делаются новые ошибки, которые, в свою очередь, приходится корректировать. Задачу определения того, где и как выполнять импульсные коррекции, можно решать как многошаговый процесс программирования. В связи с использованием нового математического аппарата динамического программирования и метода наибыстрейшего спуска предложены различные стратегии наведения с небезуспешными попытками сформулировать оптимальную программу. Несколько различных программ наведения описаны и сравнены Каркендаллом и Пфейфером [9].

Как и во всех случаях использования метода динамического программирования, потребные вычислительные средства становятся громоздкими и мало практичными с возрастанием числа переменных в задаче. Результаты, полученные этим методом, довольно ограничены, а в численных примерах вместо шестимерных задач рассматривались одномерные или двумерные.

Денгам и Спейер [6] сформулировали способ улучшения программы коррекции скорости путем итерационного применения метода быстрейшего спуска, подобно тому, что было сказано выше об улучшении программы измерений. Однако численных расчетов не приводится.

К сожалению, методы Монте-Карло остаются наиболее практичными для определения моментов совершения коррекций. Недостаток математического изящества и слишком большое вычислительное время, характеризующее эти методы, тем не менее окупаются возможностями использования более реальной, а не сверхупрощенной математической модели.

Часть 4

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ

ВВЕДЕНИЕ

В системе управления космического летательного аппарата инерциальные приборы выполняют следующие три задачи: а) строят невращающуюся расчетную систему координат, соответствующим образом ориентированную в инерциальном пространстве, в которой осуществляется измерение ускорения, б) вырабатывают и передают в вычислитель системы управления данные об ориентации КЛА относительно этой системы координат, в) измеряют кажущееся ускорение КЛА (обычно определяя одновременно интеграл этой величины) в форме, необходимой для передачи в бортовой вычислитель.

Инерциальные чувствительные элементы основной системы корабля «Аполлон» скомпонованы в единый прибор — инерциальный измеритель, выполненный в виде трехстепенного гиростабилизатора (ГС). В нем используются интегрирующие гироскопы, реагирующие на угловые отклонения стабилизированной платформы относительно инерциального пространства и совместно со следящей системой обеспечивающие неизменную ориентацию платформы в пространстве. На этой платформе установлены взаимно ортогонально три акселерометра. Акселерометр является одностепенным маятником с импульсно управляемой электрической пружиной и дискретным выходным сигналом. Данные об ориентации расчетной системы координат, реализуемой стабилизированной платформой, относительно основания (навигационной базы) вырабатываются датчиками — двухотсчетными вращающимися трансформаторами (ВТ), установленными на каждой оси. Информация этих ВТ поступает в вычислитель и в систему индикации для астронавта. Сферический индикатор пилота с помощью синхронно-следящей системы отслеживает положение стабилизированной платформы относительно основания (приборной базы). Сферический индикатор пилота имеет точно такой же карданов подвес, как и ГС. Сигналы с датчиков, направляемые в вычислитель, преобразуются с помощью аналого-цифрового блока связи (АЦБС) в импульсы, характеризующие приращение углов в кардановом подвесе ГС.

АЦБС используется на входе и выходе вычислителя системы управления, осуществляя преобразование аналоговой информации в код и соответственно кода — в аналоговую информацию.

ГЛАВА 4.1. ГИРОСТАБИЛИЗАТОР КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «АПОЛЛОН»

КОНСТРУКЦИЯ И ТЕРМОСТАТИРОВАНИЕ

Гиростабилизатор космического корабля «Аполлон» выполнен в виде стабилизированной платформы, помещенной в трехстепенный карданов подвес. Целесообразность использования подобного прибора была обсуждена ранее. Рассмотрим ГС последовательно от стабилизированной платформы до корпуса (рис. 4.1). Инерциальными чувствительными элементами являются три двухстепенных поплавковых гироблока (ПГБ) и три поплавковых маятниковых акселерометра (ПМА) с дискретным выходом. Эти чувствительные элементы установлены на стабилизированной в пространстве платформе. На платформе имеются также необходимые электронные элементы. Три степени свободы платформы обеспечиваются следующим образом. Платформа с помощью специального узла сочленения (УС) подвешивается во внутреннем кардановом кольце, чем обеспечивается возможность ее вращения вокруг одной оси. Аналогичным образом внутреннее кольцо подвешивается во внешнем, а внешнее — в корпусе. Для точной выставки корпуса относительно навигационной базы используются его опоры.

Гироскопы и акселерометры термостатируются. Прибор заполнен воздухом при атмосферном давлении, корпус герметичен и допускает утечку, эквивалентную менее чем 10^{-5} *см*^{3} He/*сек*. На кожухе прибора имеются каналы общей системы охлаждения для отвода тепла. Для получения каналов на лист алюминия накладывается соответствующий шаблон и этот лист соединяется роликовой сваркой с другим листом; при этом места, на которые был наложен шаблон, оказываются несваренными. Полученная таким образом заготовка кожуха выдавливается по форме и обрабатывается резанием до нужных размеров. Затем путем опрессовки воздухом в местах, не подвергшихся сварке, получают канал системы охлаждения. Этот герметичный, не дающий течи канал оказывается выполненным на сферической поверхности кожуха. Смесь воды и гликоля при температуре 7° С поступает в ГС из системы охлаждения корабля, расход ее примерно равен 15 *кГ/час*, а перепад давления в канале — менее чем 709 *кГ/м*^{2}.

Гиростабилизатор должен нормально функционировать в течение 14 дней при нулевом давлении окружающей среды и температуре от —18 до +65° С. Температура корпуса корабля изменяется в этом диапазоне в зависимости от ориентации летатель-

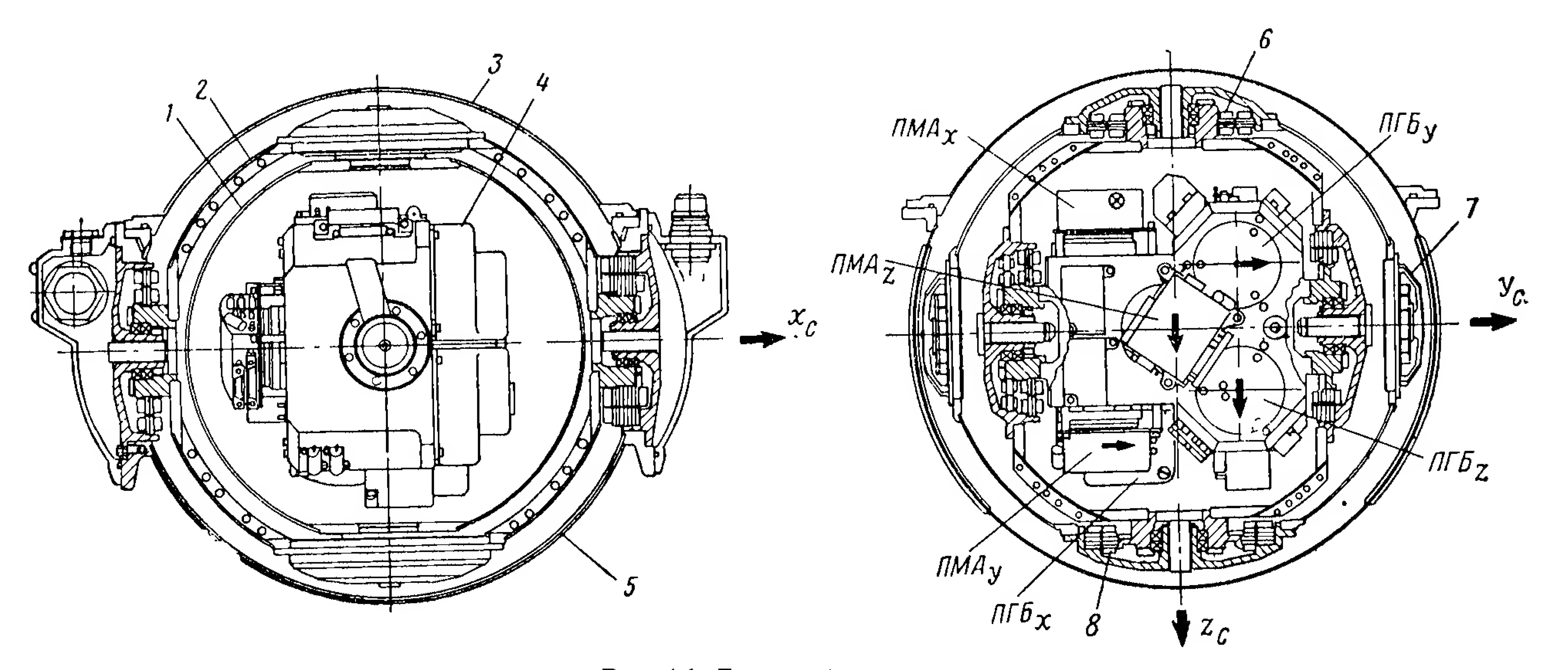


Рис. 4.1. Гиростабилизатор:

1 — внутреннее карданово кольцо; 2 — наружное карданово кольцо; 3 — крышка корпуса; 4 — стабилизированная платформа; 5 — корпус; 6 — датчик угла; 7 — вентилятор; 8 — двигатель стабилизации

Примечания. 1. Направления осей чувствительности инерциальных чувствительных элементов показаны при нулевом положении карданова подвеса.

2. Оси x_{c_0}, y_{c_0}, z_{c_0} направлены так же, как и x_c, y_c, z_c.

3. x_{c_0}, y_{c_0}, z_{c_0} — оси, связанные с кораблем, причем ось x_{c_0} направлена по линии тяги.

4. x_c, y_c, z_c — оси, связанные с корпусом.

5. Стрелками указаны направления осей чувствительности элементов

ного аппарата по отношению к Солнцу. Температура гироскопов и акселерометров поддерживается постоянной с помощью системы термостатирования. Тепло направляется от стабилизированной платформы к корпусу, а затем отдается хладоагенту. Платформа окружена воздушной подушкой. Температура гироскопов поддерживается на уровне 57° С, а температура акселерометров — на уровне 54° С. Основной источник тепла находится в гиромоторах, меньшее тепловыделение дают электромагнитные элементы, в частности, двигатели стабилизации. Два вентилято-

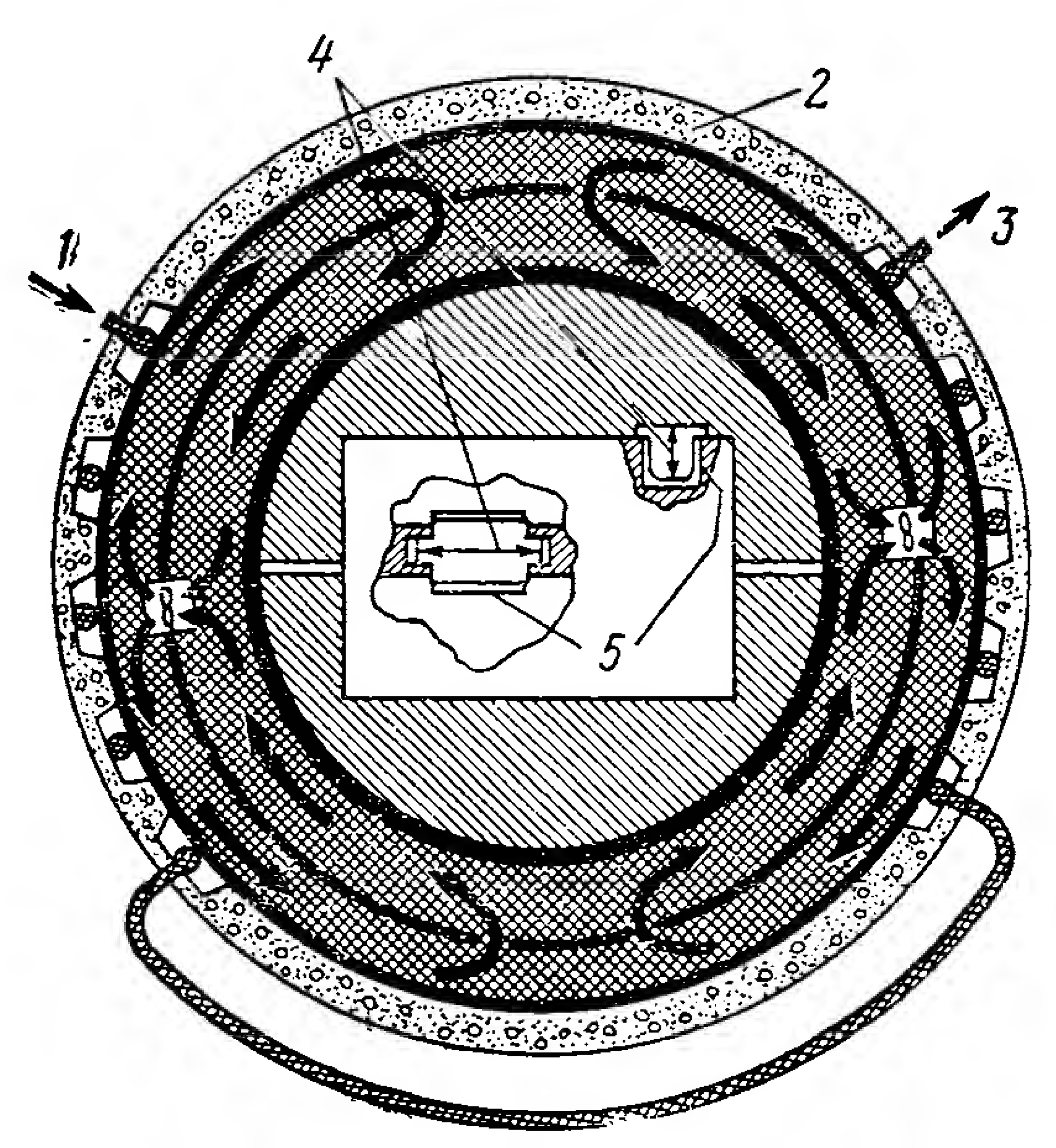


Рис. 4.2. Схема теплообмена гиростабилизатора:

1 — вход охлаждающей жидкости; *2* — теплоизоляция; *3* — выход охлаждающей жидкости; *4* — поток тепла; *5* — вакуумные прослойки

ра, установленные на наружном кольце, обеспечивают теплообмен, обдувая внутреннее карданово кольцо и кожух. Последний покрыт теплоизоляцией (рис. 4.2) в основном для того, чтобы его температура была ниже заданной. Это особенно необходимо в условиях старта с мыса Кеннеди.

Для термостатирования шести чувствительных элементов используется единая система. Ртутный термодатчик, установленный в надлежащем месте платформы, реагирует на ее температуру. Нагревательные элементы помещены на торце каждого акселерометра, по одному на каждом конце каждого гироблока, и два — непосредственно на стабилизированной платформе. Ток в нагреватели поступает в соответствии с сигналами термодатчика.

Для устранения окружных тепловых градиентов боковые поверхности чувствительных элементов имеют вакуумную прослойку. Весь тепловой поток, таким образом, направлен вдоль их осей подвеса, что способствует уменьшению вредных моментов. Зона нечувствительности термодатчика 0,17° С. Для улучшения переходных процессов в системе термостатирования и управления амплитудой автоколебаний температуры чувствительных элементов используется специальный обогреватель, установленный около термодатчика. Он служит элементом обратной связи и является предваряющим нагревателем. Регулирование температуры инерциальных чувствительных элементов осуществляется относительно некоторого уровня, задаваемого соответствующим постоянным подогревом термодатчика.

На внешнем кардановом кольце установлены два вентилятора, один на одном конце, другой — на противоположном. Вентиляторами также управляет система термостатирования и главная их задача — поднять быстродействие системы терморегулирования при изменении внешних температурных условий. Температура каждого чувствительного элемента удерживается постоянно в пределах $\pm 1/3°$ С при всех заданных значениях температуры и давления окружающей среды. Вентиляторы включаются только при значительных изменениях внешних условий или повышенном выделении тепла в стабилизированной платформе. При нормальных условиях работы на стабилизированной платформе выделяется около 18 *вт*. Основная часть этой мощности, около 14 *вт*, приходится на гироскопы. Общая схема системы терморегулирования показана на рис. 4.3. Основные трудности разработки заключались в реализации единой системы термостатирования для шести чувствительных элементов и в создании системы регулирования, точно работающей как в условиях перегрузок, так и при невесомости, а также в достаточно широком диапазоне изменения окружающих условий.

Разница температур гироскопов и акселерометров задается соответствующим распределением суммарной мощности между нагревателями. Это распределение устанавливается с помощью регулировочного сопротивления R_1 (рис. 4.3 и 4.4). Так как необходимая для поддержания в системе термостатирования заданного автоколебательного режима мощность изменяется вследствие изменения внешних условий, а также условий питания, температурные ошибки гироблоков и акселерометров могут меняться пропорционально потребляемой мощности. Коэффициент пропорциональности может быть подвергнут регулировке и сведен к нулю. В итоге температурные ошибки станут достаточно малыми во всем диапазоне изменения мощности в системе термостатирования. Для обеспечения рабочей температуры акселерометров при нормальных условиях в их нагреватели подводится дополнительная нерегулируемая мощность. Поскольку изменение температуры акселерометра зависит от рассеиваемой гироскопом мощ-

ности, дополнительная мощность к акселерометрам подводится от того же источника тока, от которого питаются гиромоторы.

Характеристики системы терморегулирования представлены на рис. 4.5. Автоколебания вызывают изменения температуры,

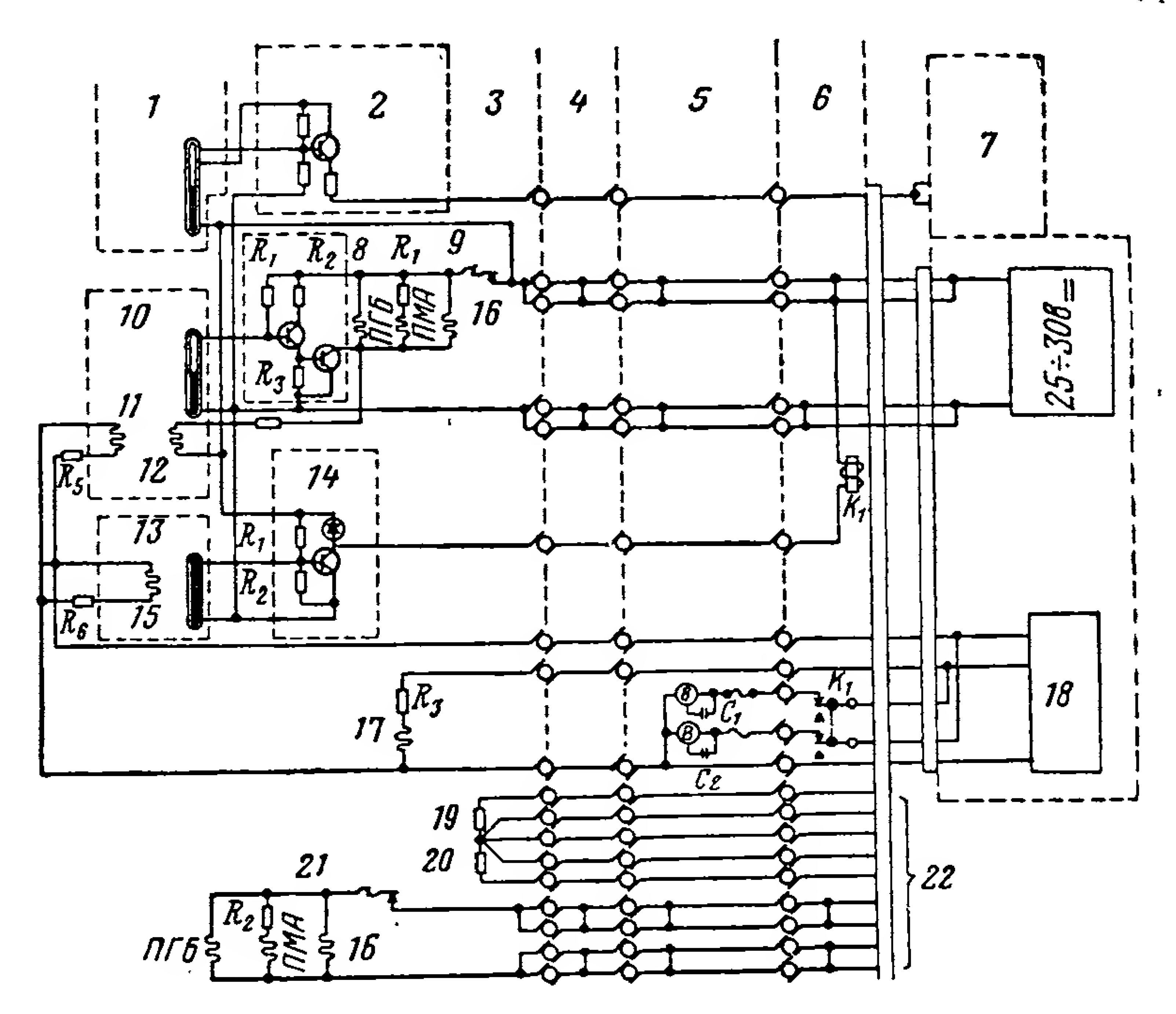


Рис. 4.3. Схема системы терморегулирования гиростабилизатора в блоке П:

1 — аварийный термодатчик; *2* — усилитель аварийного термодатчика; *3* — платформа; *4* — внутреннее кольцо; *5* — наружное кольцо; *6* — корпус; *7* — вычислитель системы управления; *8* — усилитель системы терморегулирования; *9* — термопредохранитель; *10* — блок термодатчика и нагревателя; *11* — нагреватель температурной подстройки; *12* — предваряющий нагреватель; *13* — блок термодатчика и нагревателя; *14* — блок управления вентиляторами; *15* — нагреватель температурной подстройки; *16* — платформа; *17* — постоянный обогрев ПМА; *18* — питание гиромоторов; *19* — термодатчики акселерометров; *20* — термодатчики гироблоков; *21* — термопредохранитель; *22* — наземно-испытательное оборудование (НИО)

которые при 50%-ном цикле имеют на термодатчике размах 0,17° С. Затухая, эти колебания на гироскопах имеют размах 0,00036° С, а на акселерометрах 0,005° С. При повышении мощности, расходуемой на термостатирование, температура стабилизированной платформы, как и следовало ожидать, понижается, но температура инерциальных чувствительных элементов при этом остается постоянной. Вентилятор расширяет динамический диапазон работы системы, он используется редко, работает также в режиме автоколебаний и управляется своим термодатчиком. В системе имеется специальный аварийный датчик, который в

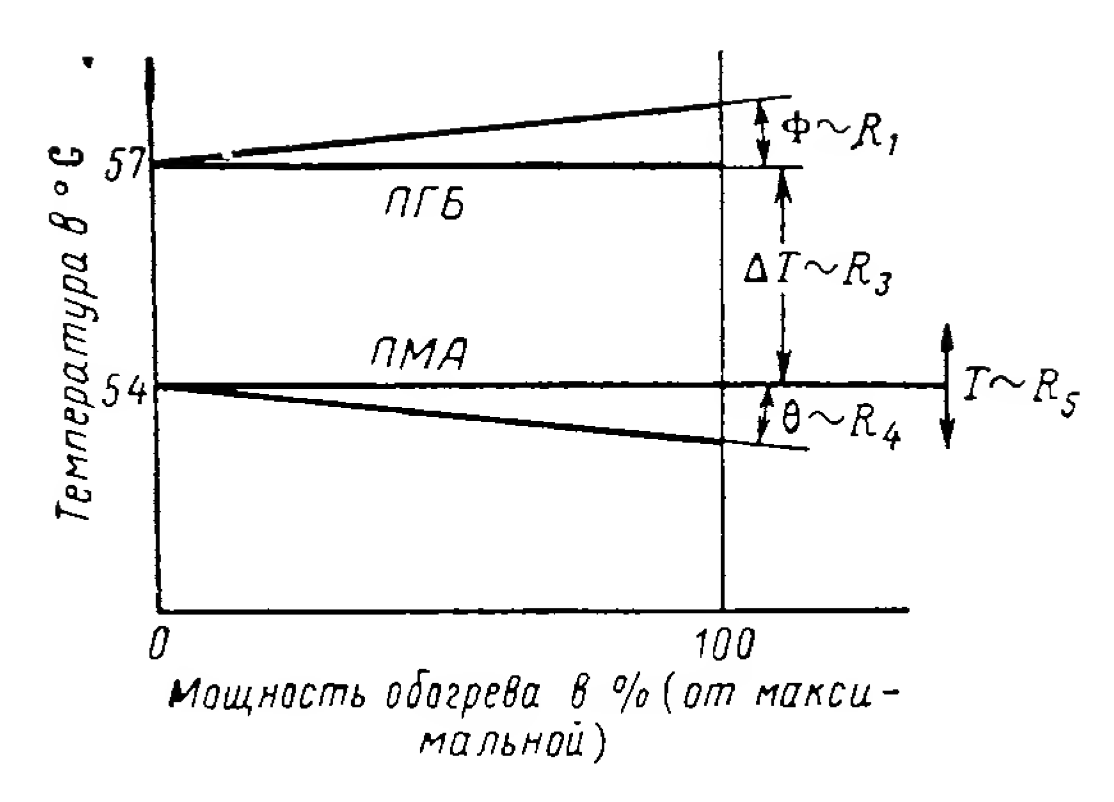


Рис. 4.4. Функции подстроечных сопротивлений системы термостатирования:

Примечания. 1. R_1 определяется величина отношения подаваемой мощности для обогрева ПГБ и ПМА.

2. Величиной R_3 определяется разность постоянного подогрева ПГБ и ПМА.

3. С помощью R_4 регулируется предваряющий нагреватель.

4. R_5 определяется уровень общего подогрева.

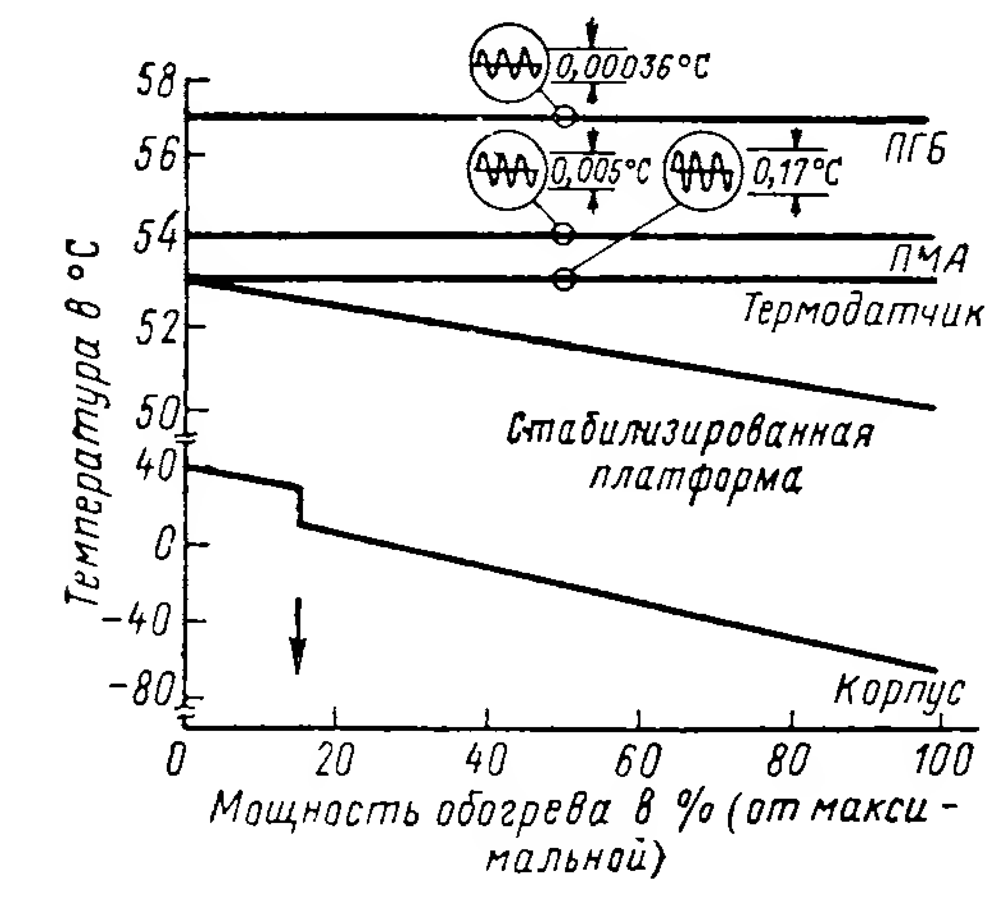


Рис. 4.5. Температура в режиме ГС при изменении мощности, выделяемой обогревателями

Примечание. Максимальная мощность обогрева 65 *вт*

случае выхода температуры за допустимые пределы предупреждает об этом космонавта. Кроме того, в силовых цепях для исключения перегрева установлены механические термопредохранители. Они отключают обогрев, если нормальная температура термостатирования будет превышена примерно на 5° С. Эти предохранители срабатывают крайне редко, но, если нужно, предотвращают порчу ценной аппаратуры.

После сборки ГС термостатируется. Поскольку для этого не всегда и не везде могут быть использованы штатные источники тока, в наземных условиях в ГС предусмотрены специальные термодатчики и обогреватели. Они не подключены к бортовой системе термостатирования. Это позволяет с помощью портативного регулятора поддерживать на требуемом уровне температуру ГС и в том случае, когда он установлен на борту независимо от того, включено, либо выключено штатное питание.

Вибрация

Прежде чем перейти к рассмотрению действующих на прибор вибраций, следует обсудить некоторые механические особенности его конструкции. Сама стабилизированная платформа представляет собой бериллиевую отливку с расточенными отверстиями для каждого чувствительного элемента. Выверка баз и регулировка чувствительных элементов предварительно осуществляется на специальном испытательном стенде; после этого их устанавливают на платформу. Такая технология сборки в значительной степени упрощает регулировочные и испытательные средства, необходимые для конечной стадии изготовления прибора.

Монтаж соединительных проводов между отдельными элементами и контактных устройств осуществляется заранее. На противоположных концах платформы помещены узлы сочленения ее с кардановым кольцом. Они содержат контактные кольца со щетками для электрического соединения взаимно вращающихся элементов. В зависимости от конкретной оси узел контактных колец рассчитан на 40 или 50 цепей, большее число цепей относится к промежуточной и внешней осям подвеса. Большие усилия при разработке были затрачены на создание устройства, обеспечивающего надежный контакт при неограниченных углах поворота. Во всех цепях пары контактных щеток дублированы, щетки размещены с промежутком 0,64 *мм* друг от друга. Цепь при длине порядка 0,5 *м* имеет сопротивление менее $^1/_3$ *ом*. Между соседними цепями имеется индуктивно-емкостная связь. Сопротивление связи примерно обратно пропорционально расстоянию между цепями. Надлежащим распределением цепей в контактном узле наводимые паразитные напряжения сводятся до пренебрежимо малых значений. Каждый контакт рассчитан на ток в 2 *а*. Такой ток требуется только для питания нагревателей. Все другие по-

требители используют ток менее 1 *а*. С целью повышения надежности при необходимости передачи больших токов соответствующие контакты контактного устройства запараллеливаются. На ранней стадии проектирования обычно предусматривается 10%-ный запас цепей. По мере продвижения к окончанию разработки этот запас, как правило, уменьшается и к концу используется полностью.

Карданов подвес имеет сферическую форму. Узлы, сочленяющие кардановы кольца, содержат датчики синхронной передачи

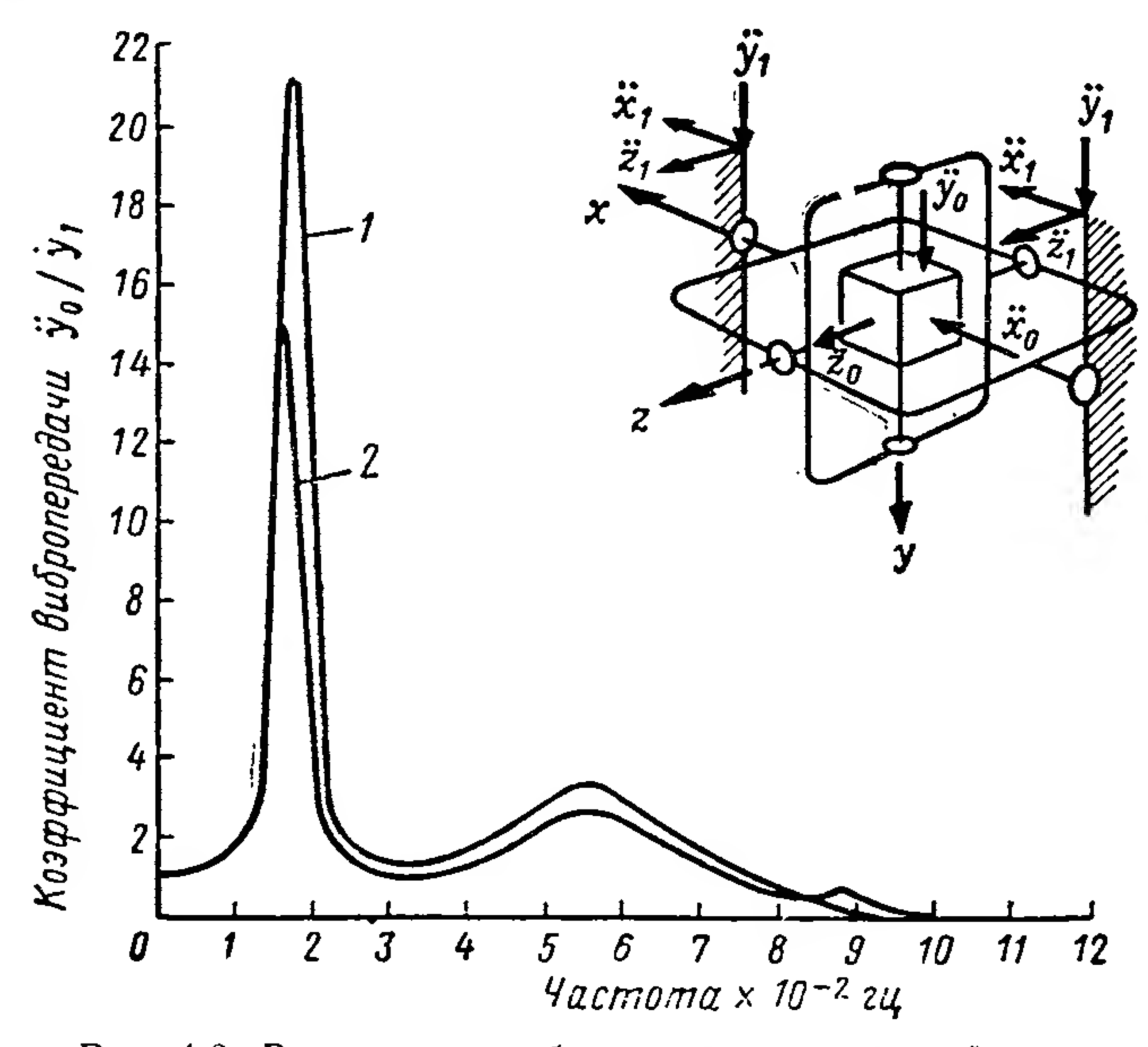


Рис. 4.6. Результаты вибрационных испытаний гиростабилизатора корабля «Аполлон» (коэффициенты вибропередачи на стабилизированную платформу). Вибрации основания вдоль внутренней оси подвеса:

Кривая *1* соответствует уровню вибраций основания с амплитудой 1 *g*; кривая *2* соответствует уровню вибрации основания с амплитудой 3 *g*

трансформаторного типа (вращающиеся трансформаторы), стабилизирующие двигатели постоянного тока, контактные устройства, цапфы и по паре сдвоенных подшипников с предварительным натягом. Стабилизированная платформа подвешивается во внутреннем кольце, внутреннее кольцо — в наружном, и наружное — в корпусе. Каждый узел сочленения содержит либо датчик синхронной передачи, либо двигатель стабилизации. На каждой оси устанавливается один двигатель стабилизации постоянного тока и один датчик синхронной передачи, который одновременно служит датчиком с одной и с шестнадцатью парами полюсов и при этом имеет единую обмотку возбуждения. Кроме того, на внутренней оси установлен электрический преобразователь ко-

ординат для преобразования сигналов с гироблоков x и z на угол поворота внутреннего карданова кольца относительно платформы. На каждой оси установлена пара сдвоенных подшипников с предварительным натягом. Детали узла сочленения элементов карданова подвеса (корпуса и цапфы) для сокращения веса изготовлены также из бериллия.

Гиростабилизатор с точки зрения механических вибраций представляет собой систему масс, пружин и демпферов с нели-

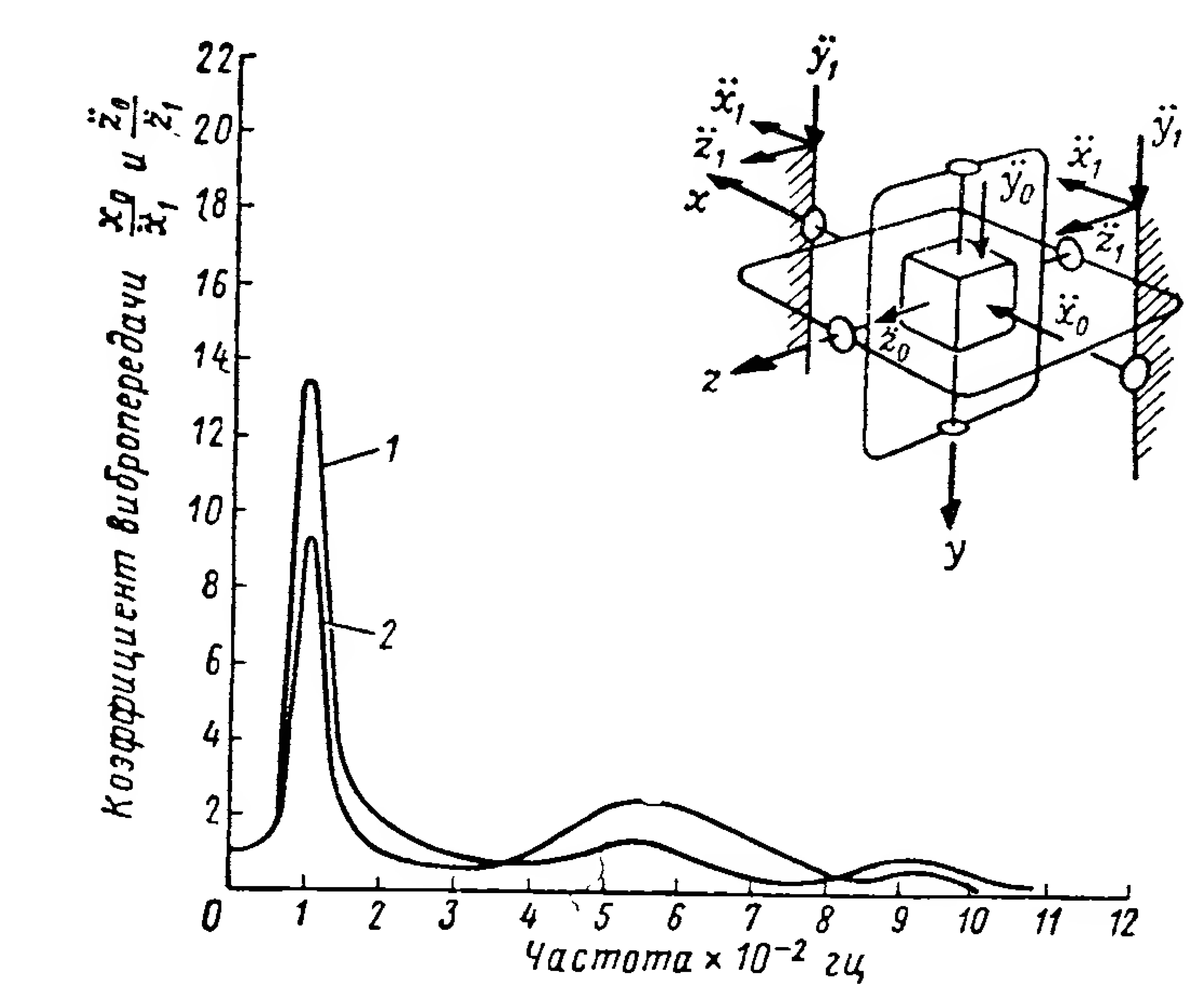


Рис. 4.7. Результаты вибрационных испытаний гиростабилизатора корабля «Аполлон» (коэффициенты вибропередачи на стабилизированную платформу). Вибрации основания вдоль промежуточной и наружной осей подвеса:

1 — при вибрации основания с амплитудой 1 g; 2 — при вибрации основания с амплитудой 3 g

нейными характеристиками. Как сложная механическая система, гиростабилизатор имеет резонанс на определенных частотах. Отношение амплитуды вибраций стабилизированной платформы к амплитуде вибраций корпуса на наинизшей резонансной частоте оказывается самым большим. Этот коэффициент, называемый коэффициентом передачи, является нелинейным в том смысле, что убывает при возрастании амплитуды вибраций основания. Для того чтобы выдержать полетные условия, все элементы должны обладать достаточной прочностью. На рис. 4.6 и 4.7 представлены результаты вибрационных испытаний. Ожидаемые вибрации в полете имеют спектральную плотность ускорения не более 0,044 $g^2/гц$. Каждый гиростабилизатор подвергается

вибрационным испытаниям при частотах от 20 до 20 000 *гц* с перегрузкой порядка 1 *g* по каждой оси. Резонансные пики могут быть уменьшены путем установки амортизаторов по каждой оси, которые создают кулоновы силы трения при движении вдоль оси и не изменяют момента сил трения вокруг нее.

ГИРОСКОПЫ И СТАБИЛИЗАЦИЯ

В гиростабилизаторе используются двухстепенные поплавковые интегрирующие гироскопы (рис. 4.8). Кинетический момент гироскопа, равный 500 *Г · см · сек*, создается ротором, который

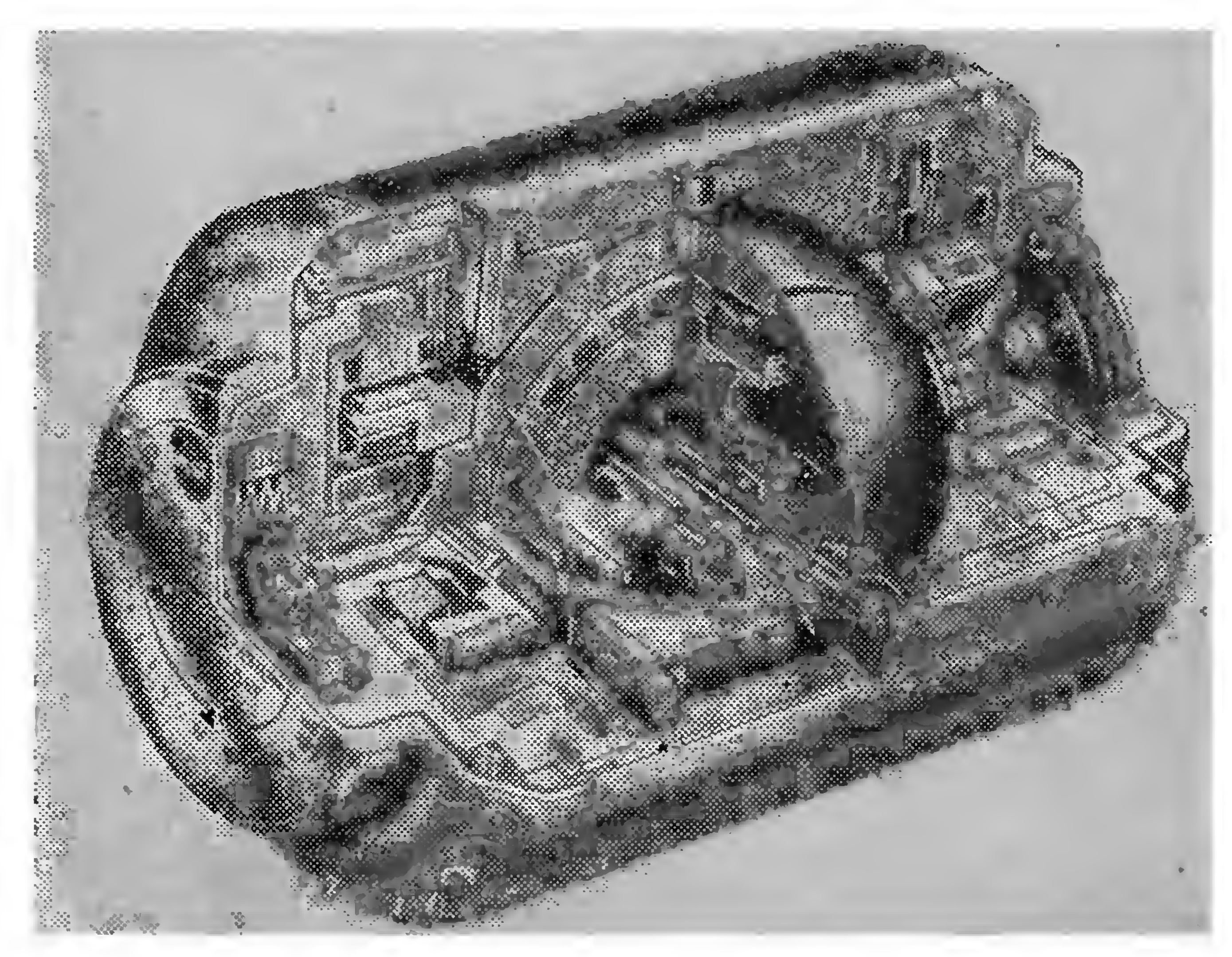


Рис. 4.8. Гироблок космического корабля «Аполлон-П» (IRIG)

вращается в шарикоподшипниках с предварительным натягом 13 *н* ($\sim$1,3 *кГ*). На роторе имеется обод из гистерезисного материала. Окружающий его статор помещается на внутренней поверхности сферического поплавка. Корпус поплавка выполнен из бериллия, чтобы обеспечить максимальное отношение веса ротора к весу поплавка. Передача электроэнергии от корпуса к поплавку осуществляется гибким токоподводом. Момент, с которым эти токоподводы воздействуют на поплавок, не превышает 5 *мнсм* ($\sim$0,5 *мГсм*). В качестве поддерживающей жидкости используется бромированный фтороуглерод с плотностью 2,385 *г/см*^{3} при 58° С. Жидкость разгоняется по фракциям для отделения полимеров с примерно одинаковой длиной молекул и приблизительно одинаковой вязкостью. Это исключает расслоение жидкости при работе и хранении. Коэффициент демпфирова-

ния вокруг выходной оси[1] поплавка равен 4,6 *н · см · сек* (~450 *Г · см · сек*). Кроме поддерживающей жидкости, имеется электромагнитная поддерживающая система, которая обеспечивает удержание поплавка относительно корпуса как в осевом, так и в радиальном направлениях.

Датчик угла (рис. 4.9) вырабатывает напряжение, пропорциональное углу A_{c-f} поворота поплавка относительно корпуса. Этот поворот характеризует вращение платформы вокруг оси

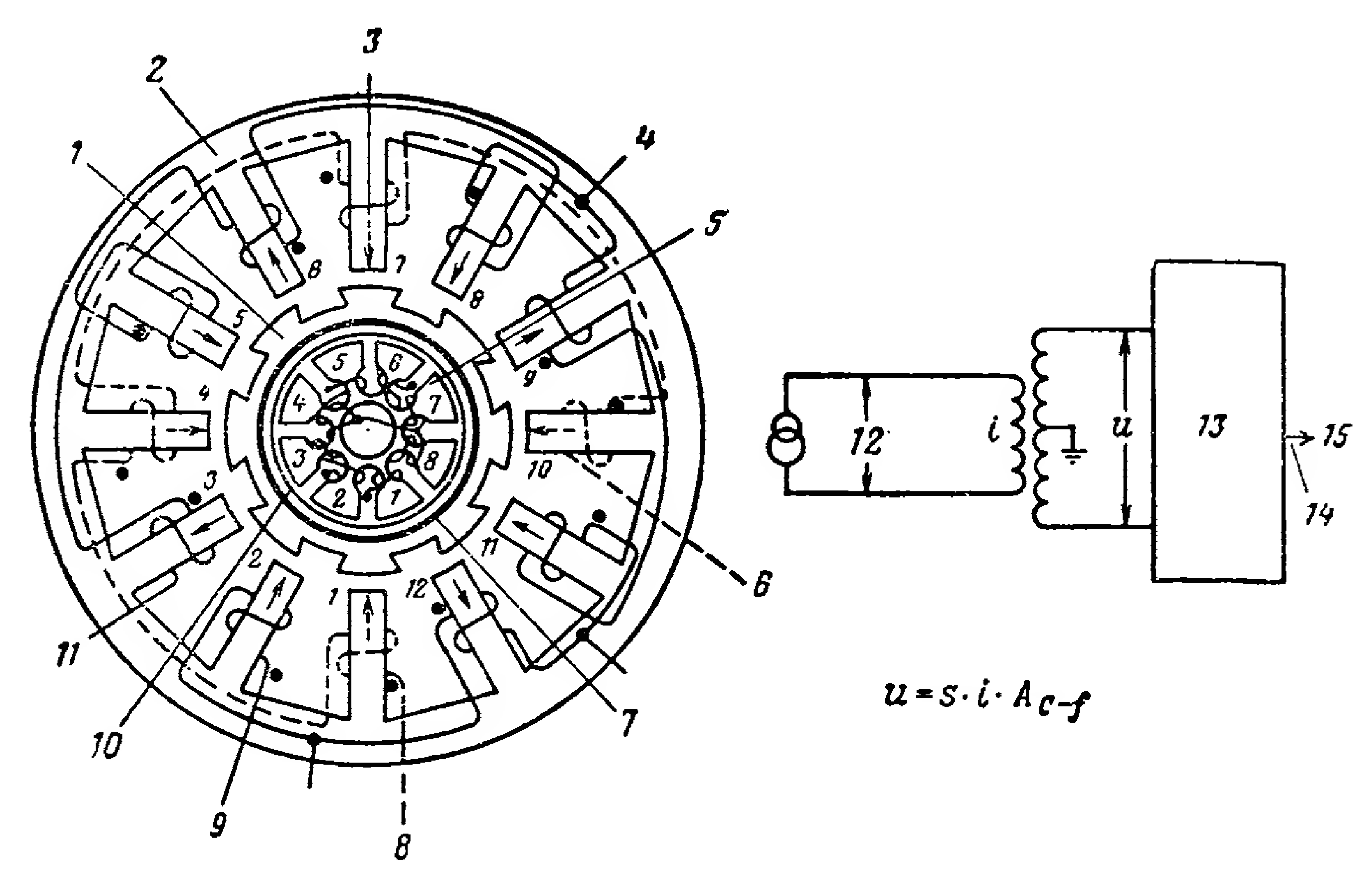


Рис. 4.9. Схема датчика угла и электромагнитного подвеса (микросина):
1 — ротор датчика угла; *2* — статор датчика угла; *3* — ось чувствительности ПГБ; *4* — средняя точка вторичной обмотки; *5* — статор системы подвеса; *6* — первичная обмотка возбуждения; *7* — бериллиевый сепаратор; *8* — первичная обмотка возбуждения; *9* — вторичная обмотка; *10* — ротор системы подвеса; *11* — вторичная обмотка; *12* — возбуждение микросина; *13* — дифференциальный усилитель датчика угла; *14* — усилители системы стабилизации; *15* — сигнал рассогласования ПГБ

чувствительности гироблока. Каждый гироскоп снабжен рядом предварительно подобранных или отрегулированных элементов:

а) Конденсаторы в цепях микросина магнитного подвеса.

б) Резисторы для задания рабочего уровня датчику температуры.

в) Обогреватель на конце входной оси гироскопа.

г) Регулировочное сопротивление датчика момента.

д) Предварительный усилитель сигнала датчика угла, отрегулированный на номинальный коэффициент усиления.

Ось чувствительности гироблока юстируется относительно прорези на его установочном фланце поворотом вокруг оси пре-

[1] Отношение момента демпфирующих сил к угловой скорости поворота. *Прим. пер.*

цессии, для чего используется специальный стенд. Эта ориентация оси чувствительности переносится на платформу благодаря тому, что прорезь сочленяется с имеющимся там точно координированным штифтом. Предварительная регулировка элементов упрощает сборку и обеспечивает прекрасную корреляцию между погрешностями гироскопа как до, так и после установки его в гиростабилизатор. Так, различие по скорости ухода гироскопа не превышает 0,15 *дуг. мин* в минуту времени. Установленный на

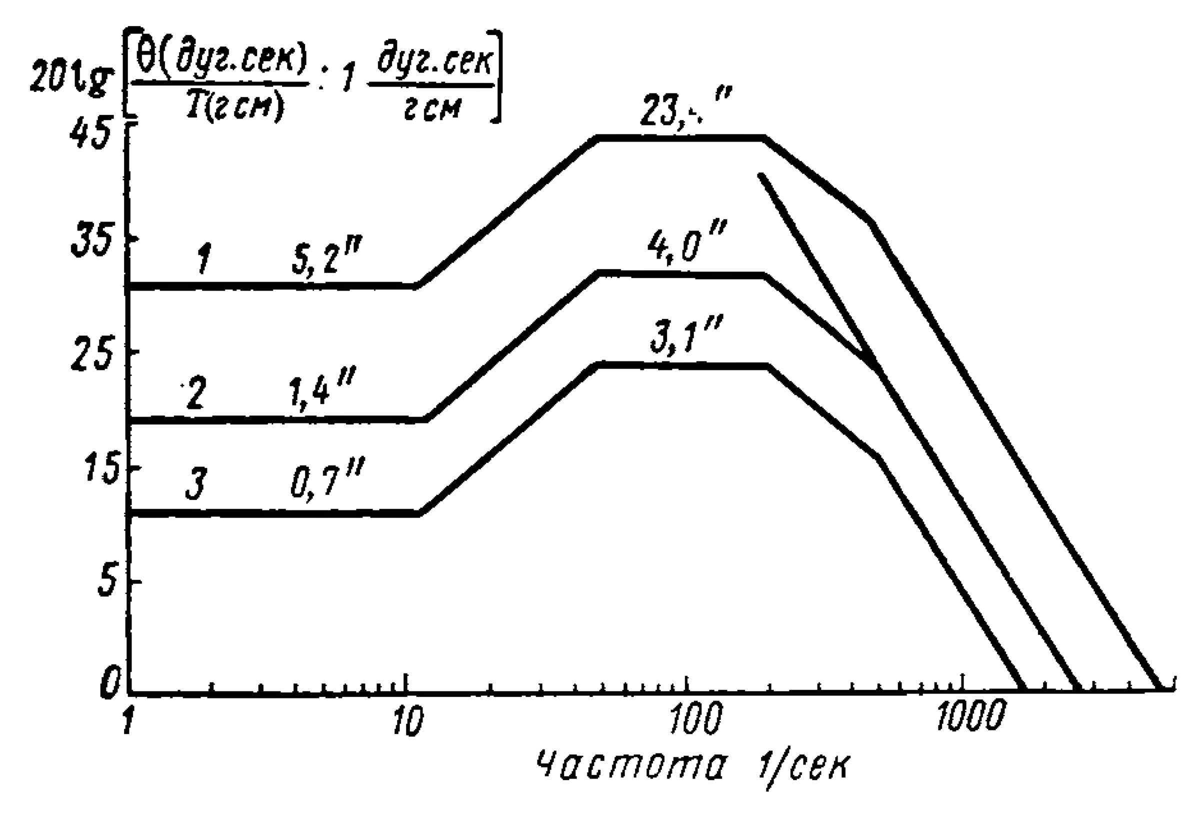


Рис. 4.10. Зависимость погрешности ориентации платформы при действии момента трения от частоты:
1 — внутренняя ось; 2 — промежуточная ось; 3 — наружная ось

Примечания. 1. Изображены только прямолинейные асимптоты.

2. На участках характеристик указана ошибка, вызванная синусоидальным моментом, равным по амплитуде максимальному моменту трения.

3. Величины фактических ошибок могут отклоняться от указанных на характеристиках в пределах ±30%.

4. Моменты трения равны: по внутренней оси — 1900 *Г·см*; по промежуточной оси — 2050 *Г·см*, по наружной оси — 2500 *Г·см*

каждой оси карданова подвеса двигатель постоянного тока сводит к нулю угол поворота платформы вокруг оси чувствительности соответствующего гироблока. Это — безредукторные двигатели с проектной чувствительностью по моменту 1,65 *нм/а* $\left(1{,}6500\ \frac{г \cdot см}{а}\right)$. Сигналы об отклонении гироскопов поступают в усилители, корректируются там и используются для стабилизации платформы. Качество системы стабилизации лучше всего характеризуется ее способностью подавлять угловые отклонения платформы при воздействии внешних моментов. На рис. 4.10 представлены характеристики системы стабилизации по каждой оси. Среди основных трудностей, возникающих при проектирова-

нии гиростабилизатора, можно выделить следующие: способ переключения из режима грубой выставки (управление по сигналам ВТ) в режим точной выставки (управление с помощью гироскопов); синхронизацию после включений или переключений; обеспечение точности при изменении условий питания; изменение коэффициентов усиления [1] в зависимости от изменения геометрии подвеса; возмущающие моменты.

Для точной выставки платформы на старте и в полете требуется управлять моментами на осях прецессии гироскопов. Прежде всего рассмотрим методику и схему точного приведения платформы в требуемую ориентацию. На осях прецессии гироскопов имеются датчики момента, управляемые дискретными сигналами от специального контура. Этот контур получает команды от вычислительной машины в виде последовательности импульсов равной ширины. Управляющий момент оказывается постоянным по величине в импульсе и меняется только вследствие изменения частоты следования испульсов. Вычислительная машина может выработать команду, эквивалентную приращению угла $\left(\frac{2\pi}{2^{21}} \quad \frac{\text{радиан}}{\text{импульс}}\right)$. Для управления системой приведения по трем осям используется один прецизионный токовый ключ, команда размножается одним селектором. Стабилизация тока будет рассмотрена ниже (гл. 4.2). Датчики момента регулируются к одному номиналу по чувствительности к току, чтобы задавать вполне определенную угловую скорость прецессии при фиксированном токе в них. Рассмотренное дискретное управление угловым положением платформы от вычислительной машины позволяет ориентировать платформу с точностью, определяемой дискретностью и точностью системы считывания угла ($\Delta\theta = 40$ *дуг. сек*).

В таком управлении есть еще и то преимущество, что ток в датчики моментов гироскопов посылается лишь в период выставки платформы. Гироскопы, стабилизирующие платформу вокруг осей y_0 и z_0 (рис. 4.11), ориентированы на ней так, что их оси прецессии параллельны оси x_0. Эта ось обычно выставляется вдоль направления действия тяги двигателей. Такая ориентация уменьшает зависящие от ускорения моменты на осях прецессии гироскопов. Ось y_0 обычно ориентируется перпендикулярно плоскости маневра корабля. По этой причине ось собственного вращения гироскопа x направлена вдоль оси y_0. По этой же причине ось кинетического момента гироскопа z направлена по оси y_0 платформы. При любом маневре наибольший вес среди ошибок гиростабилизатора имеют ошибки, возникшие до начала маневра. Иными словами, ошибки в координатах и скорости корабля в момент окончания активного полета, вызываемые уходами гироскопов в процессе работы двигателей, оказываются меньше,

[1] По моменту. *Прим. пер.*

чем ошибки, связанные с уходами гироскопов от момента начала выставки системы до включения двигателя. Ошибки при свободном полете в период от момента выставки прибора до начала маневра скоростью (появления кажущегося ускорения) зависят от времени и вызываются моментами, не зависящими от перегрузки. Так, например, отношение ошибки, вызванной уходом гироскопа в $0{,}015\ \frac{\textit{дуг}\cdot\textit{мин}}{\textit{мин}}$ в течение 15 *мин* до начала маневра перехода на орбиту полета к Луне, к ошибке, вызванной таким

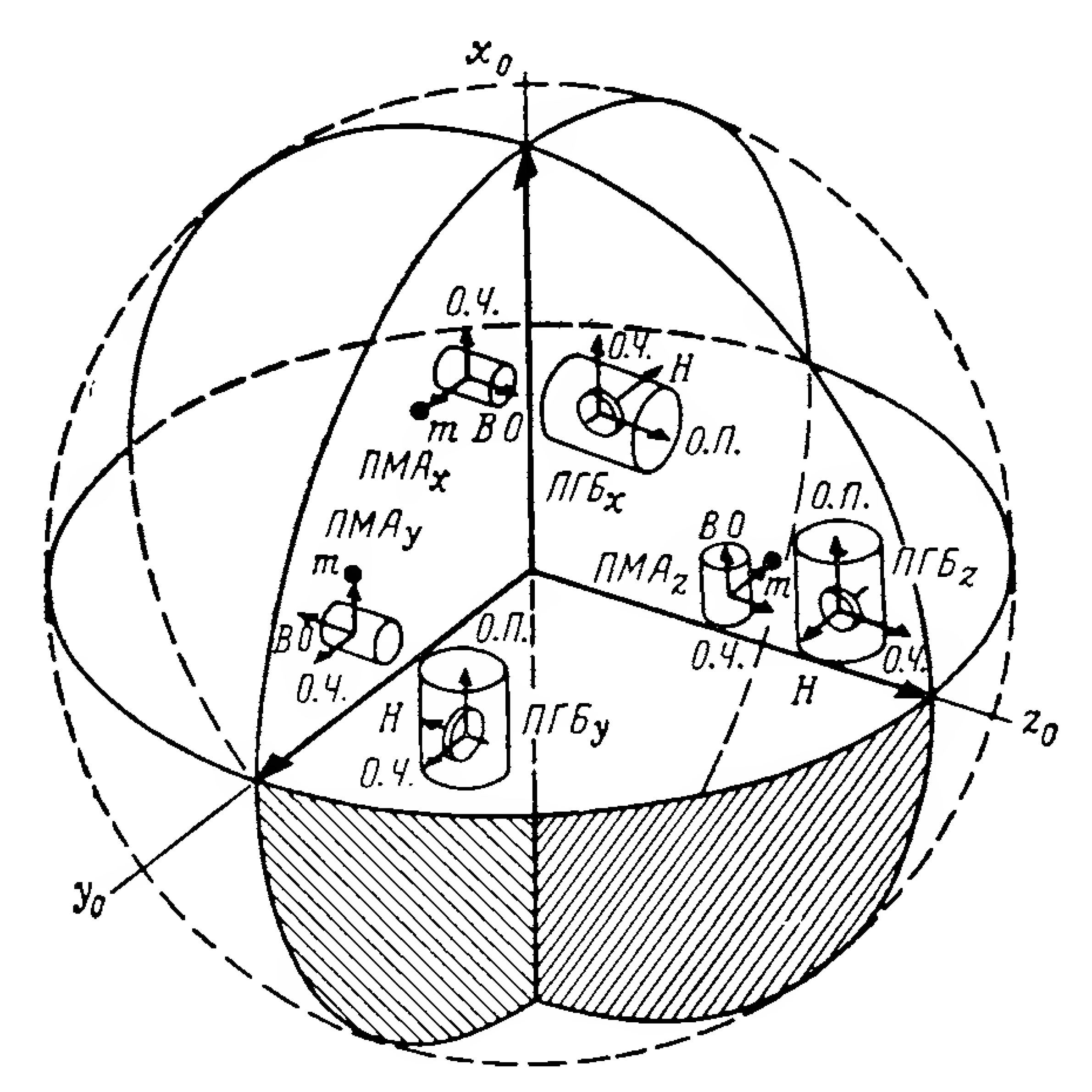


Рис. 4.11. Ориентация элементов стабилизированной платформы:

ОЧ — ось чувствительности, *ВО* — выходная ось, *H* — кинетический момент, *ПГБ* — поплавковый гироблок, *ПМА* — поплавковый маятниковый акселерометр, *ОП* — ось прецессии

же уходом при работе двигателя, составляет примерно 400 : 1. Как показывают коэффициенты ошибок для двух типов маневров (табл. 4.1 и 4.2), повышение точности может быть достигнуто прежде всего уменьшением ухода гироскопа, вызываемого моментами, не зависящими от перегрузки. Для уменьшения этих моментов и их нестабильности были приняты определенные меры.

Датчик момента (рис. 4.12) выполнен на постоянном токе с малыми вариациями момента от остаточного магнетизма. Он имеет двенадцатиполюсный статор и восьмиполюсный ротор и развивает момент 45 *мн. см* ($\sim$4,5 *Г · см*) при возбуждении током 0,1 *а*. Сепаратор из бериллия исключает необходимость использования обмотки возбуждения микросина для компенсации

или устранения остаточной намагниченности ротора. Накопление магнитного дипольного момента ротора и статора вызывает остаточные моменты сил, действующие на гироскоп, а знак и величина этих моментов зависят от предшествующей работы микросина. В большинстве случаев, подавая команды от вычислительной машины, можно возвратить магнитный материал к его первоначальному состоянию. Однако применение специальной дополни-

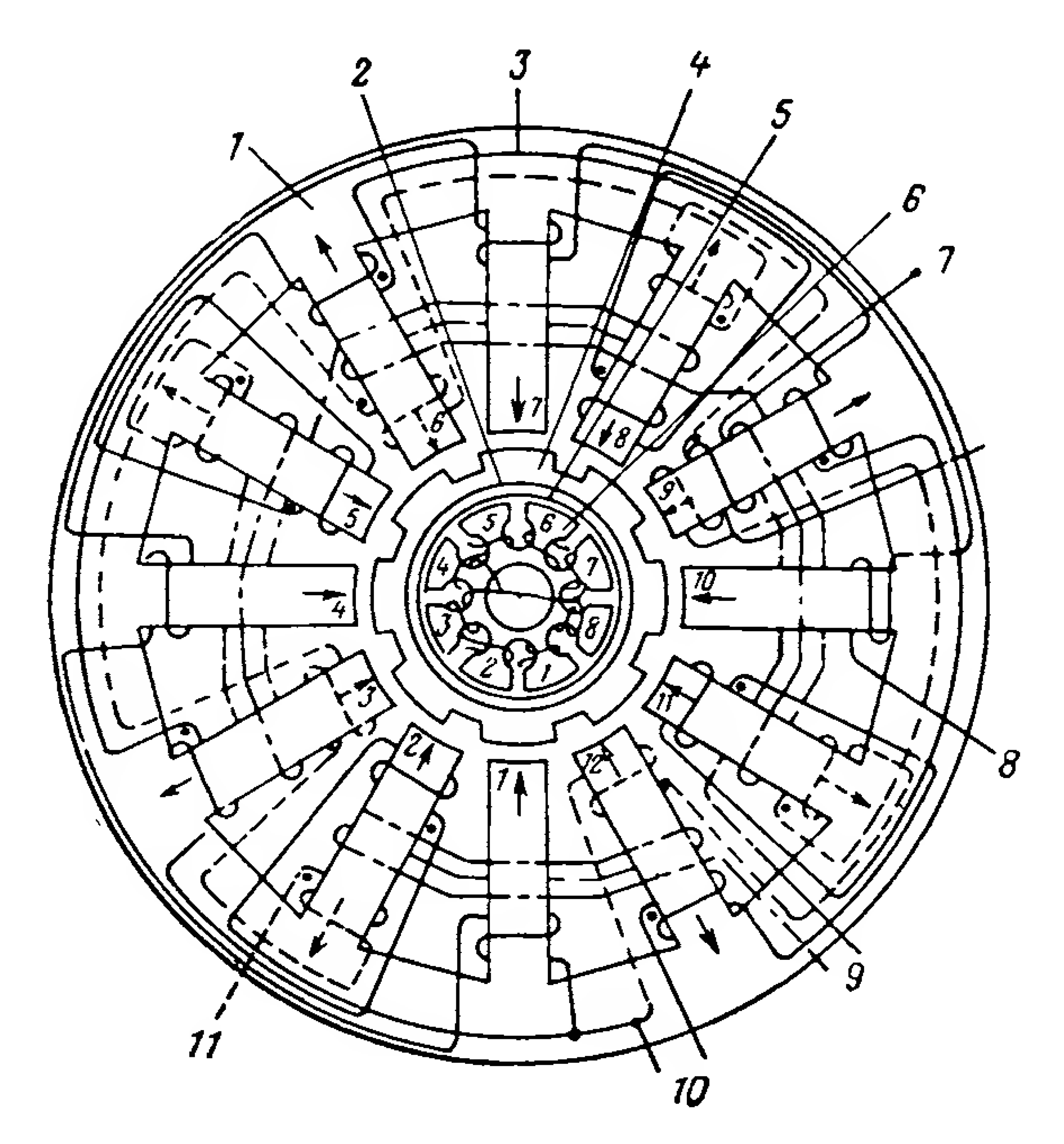


Рис. 4.12. Датчик момента (ДМ) и электромагнитный подвес:

1 — статор ДМ; *2* — сепаратор ротора из бериллия; *3* — ось чувствительности; *4* — ротор ДМ; *5* — ротор системы подвеса; *6* — статор системы подвеса; *7* — обмотка компенсации постоянных моментов; *8* — управляющая обмотка ДМ (нулевой провод); *9* — обмотка перемагничивания; *10* — управляющая обмотка ДМ (—); *11* — управляющая обмотка ДМ (+)

тельной перемагничивающей обмотки, питаемой переменным током от того же напряжения, что и обмотка возбуждения, позволяет поддерживать неизменное состояние магнитных материалов после любой серии импульсных сигналов от вычислителя.

Такое размагничивание ротора и статора осуществляется с помощью обмотки, имеющей четыре катушки, каждая из них охватывает группу из трех полюсов. Эта обмотка, кроме того, балансирует магнитные потоки в отдельных полюсах статора, ибо их неравенство также является возможной причиной возникновения паразитного момента. На девятом полюсе имеется компен-

Таблица 4.1

Влияние погрешностей приборов на параметры конца доразгонного участка при переходе на траекторию перелета к Луне

$\Delta V = 3106{,}880$ *м/сек;* Макс. ускорение $= 12{,}160$ *м/сек²*

x_1, $\vartheta=-101{,}87°$, z_1, x_0, y_{01} y_1, z_0			Расчетные значения погрешности	Отклонения координат у цели, *м*			Отклонения скорости у цели, *м/сек*		
				по высоте	по направлению	по траектории	по высоте	по направлению	по траектории
Стабилизированная платформа	Ошибки начальной ориентации	δ_{x1}	40 *дуг. сек*		30			0,30	
		δ_{y1}	40 *дуг. сек*	83		—23	0,65		—0,15
		δ_{z1}	40 *дуг. сек*		—78			—0,62	
Акселерометры	Неортогональность осей чувствительности акселерометров	$x_{к}y$	20 *дуг. сек*						
		$x_{к}z$	20 *дуг. сек*	—0,3		—2	0,0		0,0
		$y_{к}z$	20 *дуг. сек*						
	Нулевой сигнал	A_{0x}	0,2 *см/сек²*	—23		—100	—0,15		—0,64
		A_{0y}	0,2 *см/сек²*		—110			—0,65	
		A_{0z}	0,2 *см/сек²*	105		—23	0,69		—0,15
	Погрешность масштабного коэффициента	$A_{мx}$	0,01%	—10		—45	—0,07		—0,30
		$A_{мy}$	0,01%		0			0	
		$A_{мz}$	0,01%	—2		1	—0,001		0,0001

Продолжение табл. 4.1

$\Delta V = 3106{,}880$ *м/сек*²; Макс. ускорение = 12,160 *м/сек*²

			Расчетные значения погрешности	Отклонения координат у цели, *м*			Отклонения скорости у цели, *м/сек*		
				по высоте	по направлению	по траектории	по высоте	по направлению	по траектории
Акселерометры	Нелинейность акселерометра (пропорциональная квадрату ускорения)	$A_{нx}$	10^{-5} g/g^2	—1		—1	—0,01		—0,03
		$A_{нy}$	10^{-5} g/g^2		0			0	
		$A_{нz}$	10^{-5} g/g^2	0,02		—0,01	0,0002		—0,00003
Гироскопы	Уход с постоянной скоростью	$\omega_{нx}$	$0{,}08\ \frac{дуг\cdot мин}{мин}$		54,1			0,44	
	Время работы на гиропамяти до включения двигателей — 15 *мин*	$\omega_{нy}$	$0{,}08\ \frac{дуг\cdot мин}{мин}$	169		—46	1,37		—0,29
	Погрешность ориентации к моменту включения двигателя ±1 *дуг. мин* при скорости ухода $0{,}08\ \frac{дуг\cdot мин}{мин}$	ω	$0{,}08\ \frac{дуг\cdot мин}{мин}$		—123			—0,76	

Продолжение табл. 4.1

$\Delta V = 3106{,}880$ *м/сек*; Макс. ускорение $= 12{,}160$ *м/сек*²

			Расчетные значения погрешности	Отклонения координат у цели, *м*: по высоте	Отклонения координат у цели, *м*: по направлению	Отклонения координат у цели, *м*: по траектории	Отклонения скорости у цели, *м/сек*: по высоте	Отклонения скорости у цели, *м/сек*: по направлению	Отклонения скорости у цели, *м/сек*: по траектории
Гироскопы	Уход со скоростью, пропорциональной перегрузке	ω_{gx}	$0{,}22\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$		0,1			—0,02	
		ω_{gy}	$0{,}15\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$	2		—1	0,02		—0,004
		ω_{gz}	$0{,}22\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$		—3			—0,02	
	Уход со скоростью, пропорциональной квадрату перегрузки	ω_{g^2x}	$0{,}015\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$		0,01			—0,002	
		ω_{g^2y}	$0{,}015\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$	0,02		—0,01	0,0002		—0,00003
		ω_{g^2z}	$0{,}015\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$		0,02			0,0002	

Таблица 4.2

Влияние погрешностей приборов на точность возвращения космического корабля на Землю при дальности траектории возврата 3700 *км*

Качество $L/D = 0{,}34$	$V_0 = 10\,860$ *м/сек*		Угол входа = —6°	Макс. перегрузка 5,45	Угол тангажа $\nu = -35{,}7°$	
Вертикаль в момент входа в атмосферу; x_{10}, x_0, ϑ, z_{10}, y_{10}, y_0, z_0			Расчетные значения погрешности	Отклонения координат в конце траектории, *м*		
				в нормальном направлении	в боковом направлении	вдоль траектории
Стабилизированная платформа	Ошибки начальной выставки (взаимно независимые)	δ_{x1} δ_{y1} δ_{z1}	40 *дуг. сек* 40 *дуг. сек* 40 *дуг. сек*	40 —785 — 13	315 —2 590	9 125 35
Акселерометры	Неортогональность акселерометров	$x_{к}y$ $x_{к}z$ $y_{к}z$	20 *дуг. сек* 20 *дуг. сек* 20 *дуг. сек*	—370	—1	7
	Нулевой сигнал	A_{0x} A_{0y} A_{0z}	0,2 $см/сек^2$ 0,2 $см/сек^2$ 0,2 $см/сек^2$	—531 —1 11	—1 —440 0	10 0 —443

Продолжение табл. 4.2

Качество $L/D = 0,34$	$V_0 = 10\,860$ *м/сек*		Угол входа = —6°	Макс. перегрузка 5,45	Угол тангажа ν = —35,7°	
			Расчетные значения погрешности	Отклонения координат в конце траектории, *м*		
				в нормальном направлении	в боковом направлении	вдоль траектории
Акселерометры	Погрешность масштабного коэффициента	$A_{мx}$	0,01%	71	1	—2
		$A_{мy}$	0,01%	0	—17	0
		$A_{мz}$	0,01%	—8	0	332
	Нелинейность акселерометра	$A_{нx}$	10^{-5}	—16	0	1
		$A_{нy}$	10^{-5}	0	—7	0
		$A_{нz}$	10^{-5}	2	0	—93
Гироскопы	Уход с постоянной скоростью	$\omega_{нx}$	$0,08\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$	211	1834	47
	Время работы на гиропамяти до включения двигателя — 45 *мин*	$\omega_{нy}$	$0,08\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$	—4184	—10	610

Продолжение табл. 4.2

Качество $L/D=0{,}34$	$V_0 = 10\,860$ *м/сек*	Угол входа = —6°		Макс. перегрузка 5,45	Угол тангажа $\nu = -35{,}7°$	
			Расчетные значения погрешности	Отклонения координат в конце траектории, *м*		
				в нормальном направлении	в боковом направлении	вдоль траектории
Гироскопы	Погрешность ориентации к моменту включения двигателя — 3 *дуг. мин* при скорости ухода $0{,}08\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$	$\omega_{нz}$	$0{,}08\ \frac{дуг \cdot мин}{мин}$	—75	2952	167
	Уход со скоростью, пропорциональной перегрузке	ω_{gx}	$0{,}22\ \frac{дуг \cdot мин}{мин\ g}$	—1	—259	3
		ω_{gy}	$0{,}15\ \frac{дуг \cdot мин}{мин\ g}$	—944	—1	3
		ω_{gz}	$0{,}22\ \frac{дуг \cdot мин}{мин\ g}$	6	—10	—1
	Уход со скоростью, пропорциональной квадрату перегрузки	ω_{g^2x}	$0{,}15\ \frac{дуг \cdot мин}{мин\ g^2}$	0	37	0
		ω_{g^2y}	$0{,}15\ \frac{дуг \cdot мин}{мин\ g^2}$	—268	—1	4
		ω_{g^2z}	$0{,}15\ \frac{дуг \cdot мин}{мин\ g^2}$	—2	—1	1

сационная обмотка, которая используется для создания момента, равного по величине, но противоположного по знаку всем моментам, не зависящим от ускорения, и, таким образом, сведения к нулю соответствующего ухода гироскопа. Моменты, вызывающие уход гироскопа с постоянной скоростью, имеют два источника — гибкие токоподводы и микросины. Моменты от микросина пропорциональны квадрату напряжения в его обмотке возбуждения. Изменение момента, создаваемого компенсационной обмоткой вследствие колебания напряжения, оказывается точно таким же по величине, но противоположным по знаку изменению момента в микросине, вызываемого той же причиной. Дополнительной обмоткой остается скомпенсировать лишь момент, вызываемый гибкими токоподводами.

Возбуждение микросинов в гироблоках и акселерометрах осуществляется от одного источника, расположенного в блоке питания усилителей (рис. 4.13). Уровень напряжения, поступающего на стабилизированную платформу гиростабилизатора, выдерживается с точностью $\pm 1\%$ от требуемой величины (2 *в* — на акселерометрах и 4 *в* — на гироблоках) при проектных возмущениях. Величина и фаза этого напряжения стабилизированы. Все источники переменного тока синхронизированы с задающим генератором бортовой вычислительной машины. Преобразователь постоянного тока в постоянный ток более высокого напряжения и источники постоянного тока, использующие для его получения переменный ток от мультивибраторов, также синхронизированы по переменному току с вычислительной машиной.

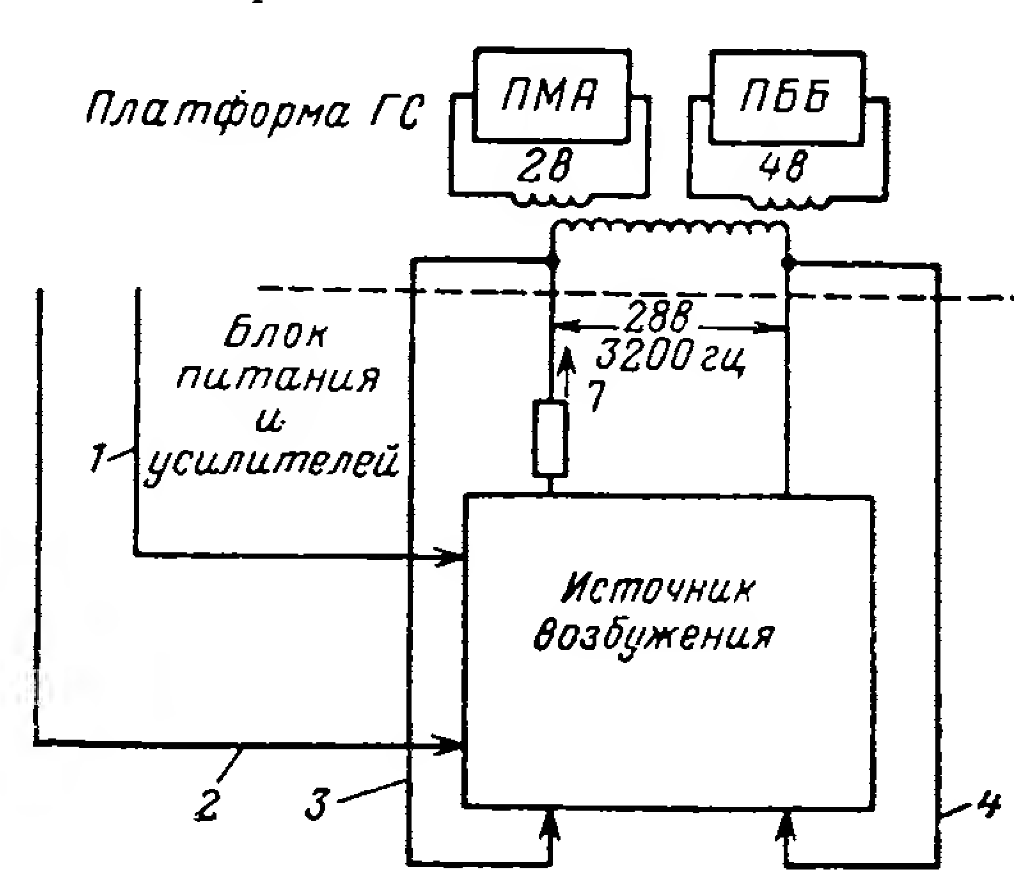


Рис. 4.13. Схема системы питания обмотки возбуждения микросина:

1 — синхронизация от вычислителя 6400 *гц*; *2* — опорная фаза частоты 6400 *гц* от вычислителя; *3* — контактные кольца со щетками, кабель, штеккер; *4* — дистанционное измерение величины и фазы напряжения

Метод синхронизации предполагает использование мультивибратора, который может работать самостоятельно на более низкой частоте без получения импульсов от вычислительной машины. При этом обеспечивается работоспособность системы питания гиростабилизатора в случае выхода из строя бортовой вычислительной машины. При наличии импульсов от вычислительной машины эти источники питания синхронизируются. Кроме того, фаза напряжения питания обмотки возбуждения микро-

сина фиксирована и задается вычислительной машиной. Стабилизация величины и фазы напряжения требуется для работы чувствительных элементов. В системе питания непосредственно на стабилизированной платформе установлен понижающий трансформатор. Он способствует уменьшению тока, протекающего через контактные кольца, и уменьшению потери напряжения в контактном устройстве, кабеле и соединительном штеккере. Напряжение на первичной обмотке трансформатора сравнивается по величине и фазе с опорным. Фаза регулируется относительно задаваемой вычислительной машиной с точностью $\pm 1/2$ град. Входы всех акселерометров соединяются с трансформатором питания проводами одинаковой длины.

ГЛАВА 4.2. ИМПУЛЬСНЫЙ ИНТЕГРИРУЮЩИЙ МАЯТНИКОВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Блок-схема импульсного интегрирующего поплавкового маятникового акселерометра (ПМА) изображена на рис. 4.14 и 4.15. Кинематическая схема ПМА представлена на рис. 4.16. Основной размер ПМА определяется величиной 1,6 дюйма (порядка 40 *мм*). Инерционные силы воспринимаются одностепенным маятником со статическим моментом $1/4$ *Г · см*. Акселерометр уста-

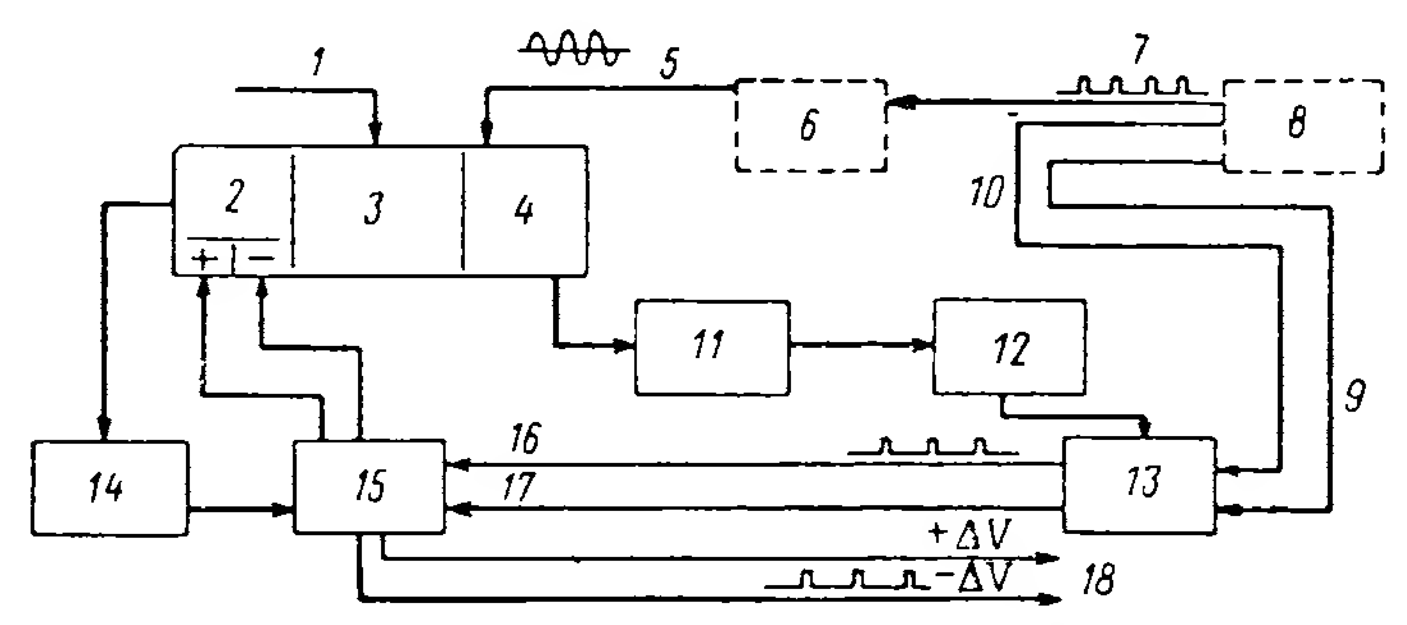


Рис. 4.14. Функциональная схема ПМА:

1 — вход акселерометра; *2* — датчик момента; *3* — поплавковый маятник; *4* — датчик угла; *5* — синхронизируемое во времени синусоидальное напряжение (3200 *гц*); *6* — усилитель и фильтр системы питания датчика угла; *7* — синхронизирующие импульсы (3200 *гц*); *8* — вычислительная машина (часы); *9* — импульсы переключения (3200 *гц*); *10* — импульсы опроса; *11* — предусилитель (на стабилизированной платформе); *12* — усилитель; *13* — устройство опроса; *14* — источник стабилизированного постоянного тока; *15* — вентиль переключения датчика момента; *16* — команда «положительный ток и переключение»; *17* — команда «отрицательный ток и переключение»; *18* — режим синхронизированного с вычислителем приложения импульсов момента; показания возвращаются в вычислитель. Один импульс эквивалентен шагу приращения интеграла ускорения (ΔV)

Примечание. Приращение скорости на один импульс для командного модуля «Аполлона» $\Delta V = 5{,}85$ *см/сек*, для лунного экспедиционного модуля $\Delta V = 10$ *см/сек*.

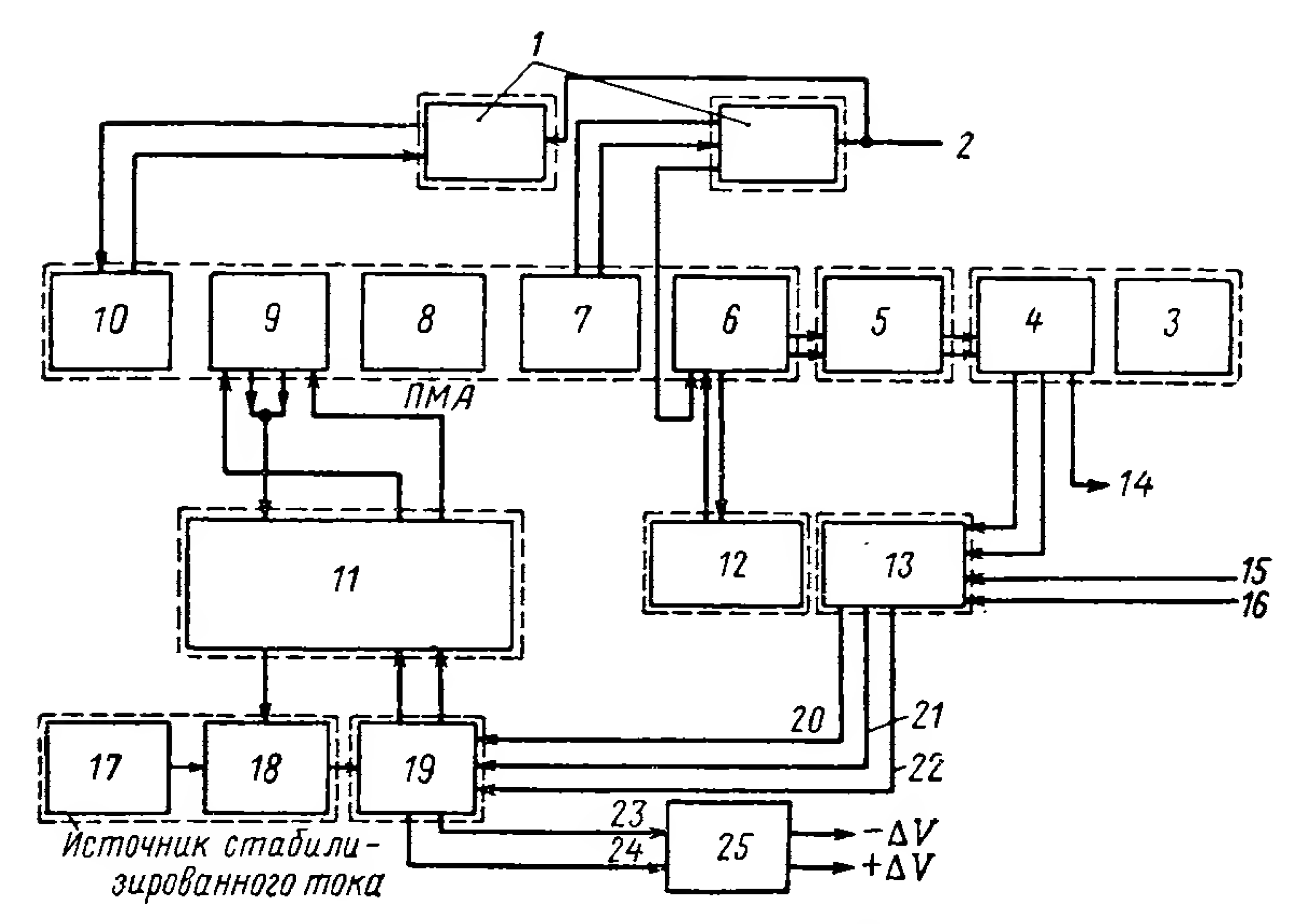


Рис. 4.15. Блок-схема ПМА:

1 — цепь магнитного подвеса; *2* — напряжение возбуждения, синхронизированное с вычислителем; *3* — регулятор ±20 *в*= ; *4* — дифференциальный усилитель; *5* — предусилитель; *6* — датчик угла (ДУ); *7* — обмотка подвеса датчика угла; *8* — поплавковый маятник; *9* — датчик момента; *10* — обмотка подвеса датчика момента; *11* — модуль калибровки ПМА; *12* — цепь компенсации нелинейности; *13* — устройство опроса; *14* — выход датчика угла в усилитель системы наведения; *15* — импульсы опроса (3200 1/*сек*); *16* — импульсы переключения (3200 1/*сек*); *17* — точное опорное напряжение; *18* — дифференциальный усилитель постоянного тока; *19* — токовый ключ; *20* — команда: положительный момент; *21* — команда: отрицательный момент; *22* — есть импульс; *23* — отрицательный импульс; *24* — положительный импульс; *25* — вычислитель

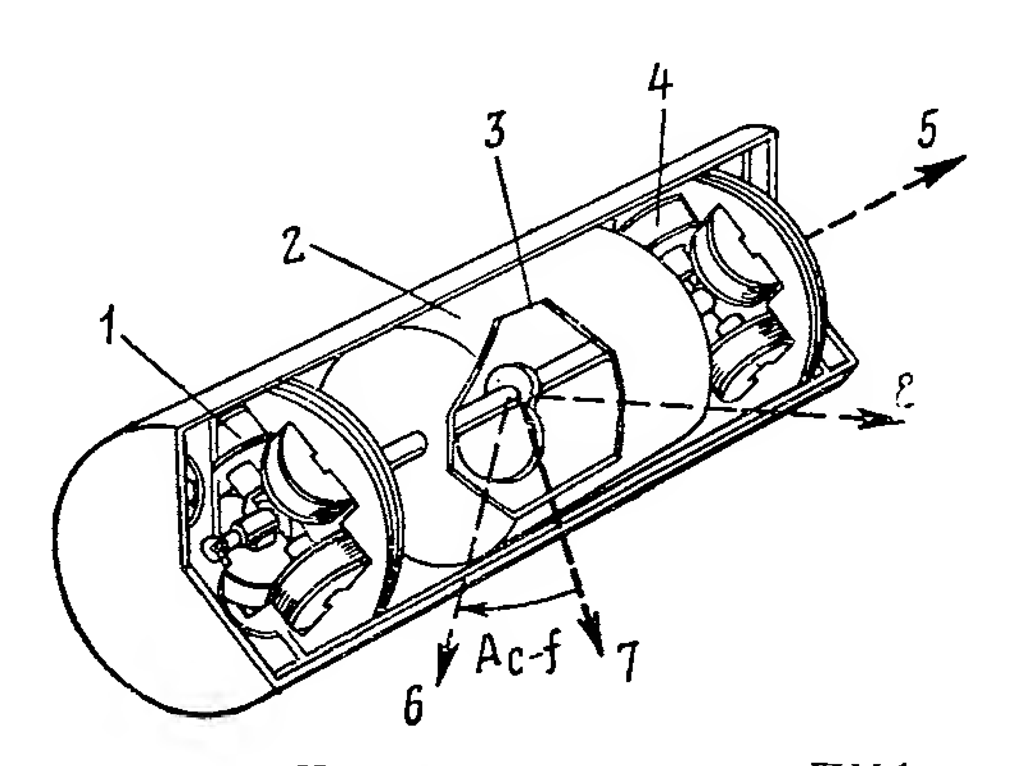


Рис. 4.16. Кинематическая схема ПМА:

1 — датчик момента; *2* — поплавок; *3* — маятниковая масса; *4* — датчик угла; *5* — выходная ось; *6* — линия плеча маятника; *7* — нулевое положение плеча маятника; *8* — ось чувствительности

навливается неподвижно на стабилизированной платформе и не вращается относительно инерциального пространства. Он имеет датчик угла типа микросин, представляющий собой устройство с переменным магнитным сопротивлением. Датчик питается от синусоидального источника тока, напряжение которого стабилизируется по частоте и фазе относительно опорного, задаваемого вычислительной машиной. На выходе датчика угла вырабатывается напряжение, зависящее от угла отклонения поплавкового маятника (A_{c-f}) относительно корпуса, а также от его угловой скорости ($\dot{A}_{c-f}$). Можно считать, что выходной сигнал практически содержит только информацию об угловом отклонении поплавка. Этот сигнал после усиления используется схемой опроса.

Схема представляет собой амплитудный детектор, используемый для определения знака и величины угла отклонения поплавка в дискретные моменты времени. Эти моменты времени соответствуют временным тактам работы вычислительной машины, синхронизированным с синусоидальным напряжением возбуждения датчика. Определяется только знак отклонения маятникового поплавка, и схема действует по бинарному принципу. На выходе запросчика появляется команда, по которой создается момент, действующий на поплавок в сторону его возврата к нулю. Электронный переключатель направляет постоянный ток в обмотку, охватывающую либо нечетные, либо четные полюса восьмиполюсного датчика момента (микросина). Последний развивает положительный либо отрицательный момент, величина которого пропорциональна квадрату тока в обмотках. Величина тока стабилизируется, для чего падение напряжения на прецизионном сопротивлении, включенном в цепь тока, сравнивается с прецизионным опорным напряжением.

ДИНАМИКА РАБОТЫ

Пренебрегая неизвестными вариациями моментов, действующих вокруг выходной оси, а также предполагая малость угла отклонения A_{c-f}, основное уравнение маятника с обратной связью запишем так:

$$J\ddot{A}_{I-f}+c\dot{A}_{c-f}=M_{tq}+mla_{IA}, \tag{4.1}$$

где J — момент инерции поплавка;

c — коэффициент демпфирования относительно выходной оси;

A_{c-f} — угол отклонения поплавка относительно корпуса;

A_{I-f} — угол отклонения поплавка относительно инерциального пространства;

M_{tq} — момент, развиваемый датчиком момента;

a_{IA} — ускорение вдоль оси чувствительности (входной оси).

Обозначим

$$V_{IA}=\int_0^t a_{I_A}dt.$$

Интегрирование дает

$$J\dot{A}_{I-f}+cA_{c-f}+B=\int_0^t M_{tq}dt+ml\int_0^t a_{I_A}dt,$$

где B — постоянная, определяемая начальными условиями.

Полагая накопленные угловые отклонения и угловые скорости поплавка, а также начальные значения этих величин источниками ошибки (дающими скорость V_s), имеем

$$V_s=\int_0^t M_{tq}dt+mlV_{IA}$$

или

$$mlV_{IA}-V_s=-\int_0^t M_{tq}dt. \qquad (4.2)$$

Поскольку M_{tq} сохраняет постоянную величину и допускается только изменение знака в дискретные моменты времени (ΔT), интеграл может быть представлен в виде суммы

$$mlV_{IA}-V_s=\sum_0^{n+p} M_{tq}\Delta T=\Delta TM_{tq}(n-p), \qquad (4.3)$$

где n — число отрицательных импульсов момента;
p — число положительных импульсов момента.

Игнорируя V_s, получим

$$V_{IA}=\frac{M_{tq}}{ml}\Delta T(n-p). \qquad (4.4)$$

Масштабный коэффициент акселерометра в этом случае есть $\frac{M_{tq}}{ml}\Delta T$ и соответствует интегралу ускорения или приращению скорости за импульс. Истинная скорость равна произведению разности общего числа положительных и отрицательных импульсов на масштабный коэффициент.

Момент остается постоянным по величине и может меняться только по направлению. Система, таким образом, работает в релейном режиме с запаздыванием, обусловленным квантованием, но без гистерезиса. Автоколебательный режим работы и его параметры имеют особое значение при измерении ускорения вблизи нуля, так как накопленная в цикле скорость является функцией амплитуды автоколебаний. Динамика работы системы может быть описана, с одной стороны, передаточной функцией $G(s)$, характеризующей совместную работу всех линейных эле-

ментов (маятник, усилители, датчик угла и т. д.) и, с другой стороны, релейной характеристикой $N(s)$ (рис. 4.17), характеризующей работу импульсного переключателя моментов совместно с квантователем:

$$\frac{\text{Выход}}{\text{Вход}}=\frac{G(s)\,N(s)}{1+G(s)\,N(s)}.$$

Замкнутая система будет колебаться в случае, если

$$1+G(s)\,N(s)=0$$

или

$$G(s)=-\frac{1}{N(s)}.$$

Учтем, для примера, в линейной части только динамическую характеристику чувствительного инерционного элемента

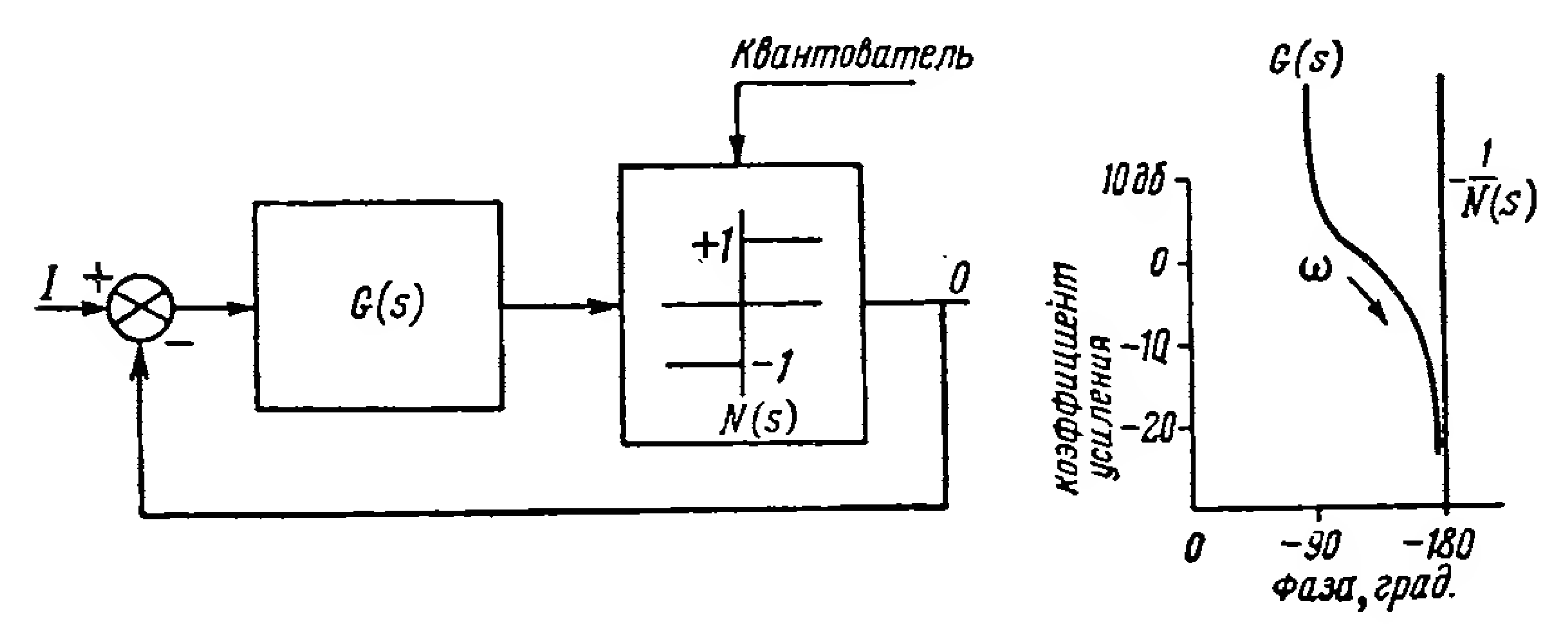


Рис. 4.17. Релейная схема управления ПМА:

$$G(s)=\frac{k}{s\left(1+\frac{Js}{c}\right)}. \qquad (4.5)$$

Работу такого нелинейного элемента как ключ можно ввести в рассмотрение, пользуясь методом описывающих функций. Амплитудно-фазовые характеристики двух функций $G(s)$ и $N(s)$ изображены на рис. 4.18.

Отсутствие пересечения функций $G(s)$ и $N(s)$ показывает, что автоколебания возможны только на бесконечной частоте с нулевой амплитудой. При этом, однако, игнорируется запаздывание по фазе, вызываемое квантованием. Хотя фазовый сдвиг и может быть представлен на амплитудно-фазовой характеристике, достаточно представить его на фазовой кривой. Предельный цикл колебаний связан со схемой опроса и должен иметь период, кратный временно́му интервалу ΔT. Накапливаемая в цикле ошибка по скорости V_s пропорциональна величине амплитуды автоколебаний и поэтому желательно сделать ее как можно меньше. Фазовый сдвиг, вызываемый квантованием, определяется как $2\pi/n$, где n — число временных интервалов ΔT за цикл авто-

колебаний. Добавление фазового сдвига к $G(s)$ приводит к пересечению с характеристикой $-\frac{1}{N(s)}$ и, таким образом, удовлетворяет условию $G(s) = -\frac{1}{N(s)}$. Форму колебаний в предельном цикле обозначают через 1 : 1 в том случае, когда имеется только один импульс за полцикла автоколебаний. Через $n:n$ обозначаются формы колебаний, при которых имеется n переключающих импульсов за полпериода автоколебаний. Запаздывание по фазе показано в виде линий изменения фазы на часто-

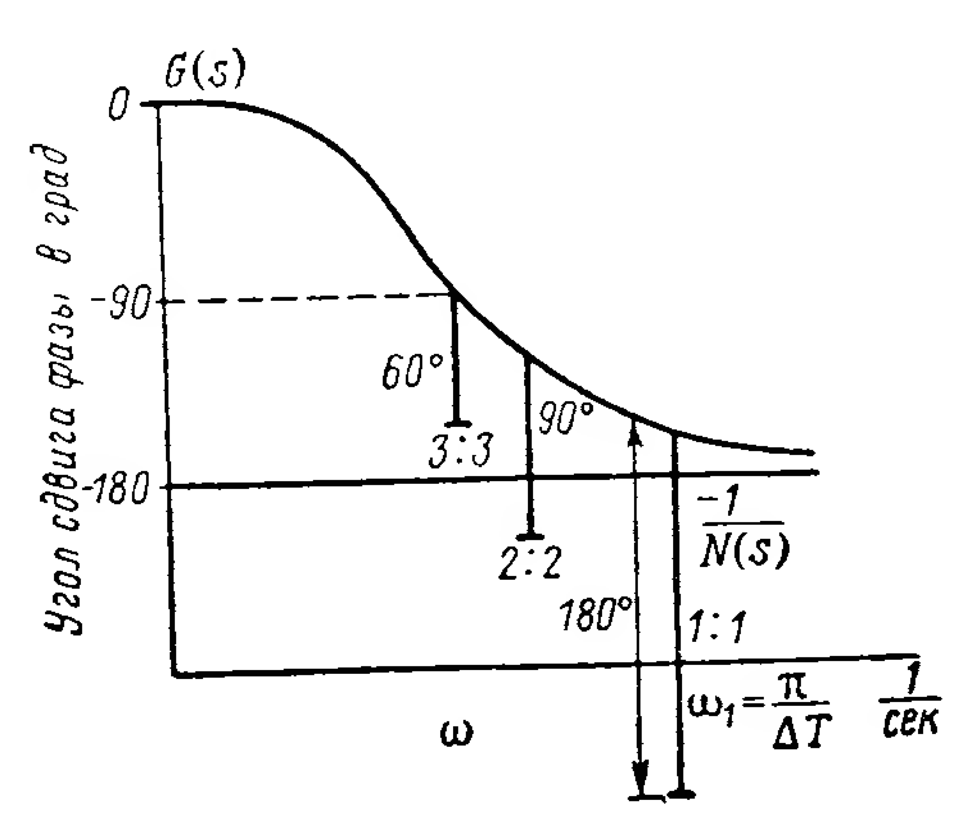


Рис. 4.18. Предельные циклы автоколебаний ПМА:

Частота автоколебаний	Форма колебаний (имп. на полупериод)	Сдвиг фазы
$\frac{\pi}{\Delta T}$	1 : 1	180°
$\frac{\pi}{2\Delta T}$	2 : 2	90°
$\frac{\pi}{3\Delta T}$	3 : 3	60°

$\frac{2\pi}{n}$ — запаздывание от квантования; n — число тактовых интервалов (ΔT) на период

тах $\omega = \frac{\pi}{n\Delta T}$. Из графика видно, что возможны автоколебания с формами колебаний 1 : 1 и 2 : 2, а колебания с формами 3 : 3 и выше невозможны.

Уменьшить форму колебаний можно путем уменьшения отношения J/c. Для конкретного физического прибора величина J устанавливается вполне однозначно и значительному изменению

не поддается, но можно варьировать в довольно широких пределах коэффициент вязкого демпфирования жидкостью. Поэтому, казалось бы, можно увеличением демпфирования свести автоколебания к самой низкой форме. Так обычно и бывает, но при этом необходимо помнить об отношении полезного сигнала к уровню помех в приборе. С возрастанием демпфирования убывает размах угловых колебаний поплавка. Сразу же возникает вопрос об определении наименьшего угла отклонения поплавка, при котором еще можно однозначно установить его знак.

Ранее было получено, что

$$V_s = J\dot{A}_{I-f} + cA_{c-f} + B.$$

Полагая начальные условия нулевыми или близкими к ним, определим минимальный угол через $A_{c-f}=m$. При этом демпфирующий момент будет значительно больше инерционного момента. Поэтому

$$\dot{A}_{c-f} = \frac{M_{tq}}{c} \tag{4.6}$$

и

$$V_s \approx \frac{J}{c} M_{tq} + cA_m. \tag{4.7}$$

Демпфирование, при котором погрешность в скорости будет минимальной, определяется соотношением

$$c = \sqrt{\frac{JM_{tq}}{A_m}}. \tag{4.8}$$

Это соотношение хотя и неожиданное, но правильное. Оно показывает, что чем меньше угол, который может быть измерен (больше отношение полезного сигнала к помехе), тем больше может быть сделано демпфирование, в то время как уменьшение J приведет к уменьшению постоянной времени поплавка. Увеличение момента M_{tq} будет на том же самом интервале времени увеличивать угол отлонения маятника, что эквивалентно уменьшению A_m.

ИМПУЛЬСНЫЙ ПОПЛАВКОВЫЙ МАЯТНИКОВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР (ПМА)

ПМА (рис. 4.19 и 4.16) представляет собой одностепенный физический маятник. Для уменьшения влияния трения в опорах и обеспечения демпфирования относительно всех трех осей маятник имеет поплавковый подвес. Демпфирование относительно выходной оси предназначено для улучшения динамических характеристик, а относительно двух других осей — для геометрической стабилизации положения поплавка относительно корпуса. Это способствует улучшению стабильности его характеристик. В электромагнитной поддерживающей системе, называемой да-

косином, вырабатываются радиальные и аксиальные силы для дополнительной стабилизации положения поплавка относительно корпуса. Поплавок представляет собой пустотелый цилиндр с приклеенными на концах ферритовыми роторами. Имеются также цапфы, которые нужны для ограничения системы подвеса в осевом и радиальном направлениях. Статический момент маятника (0,25 *Г · см*) регулируется с помощью резьбовой шпильки, которая также служит упором для ограничения поворота маятника вокруг выходной оси на угол A_{c-f} в пределах $\pm 1°$. На противоположных концах диаметра, перпендикулярного плечу маятника, установлены два винта для регулирования его плавучести.

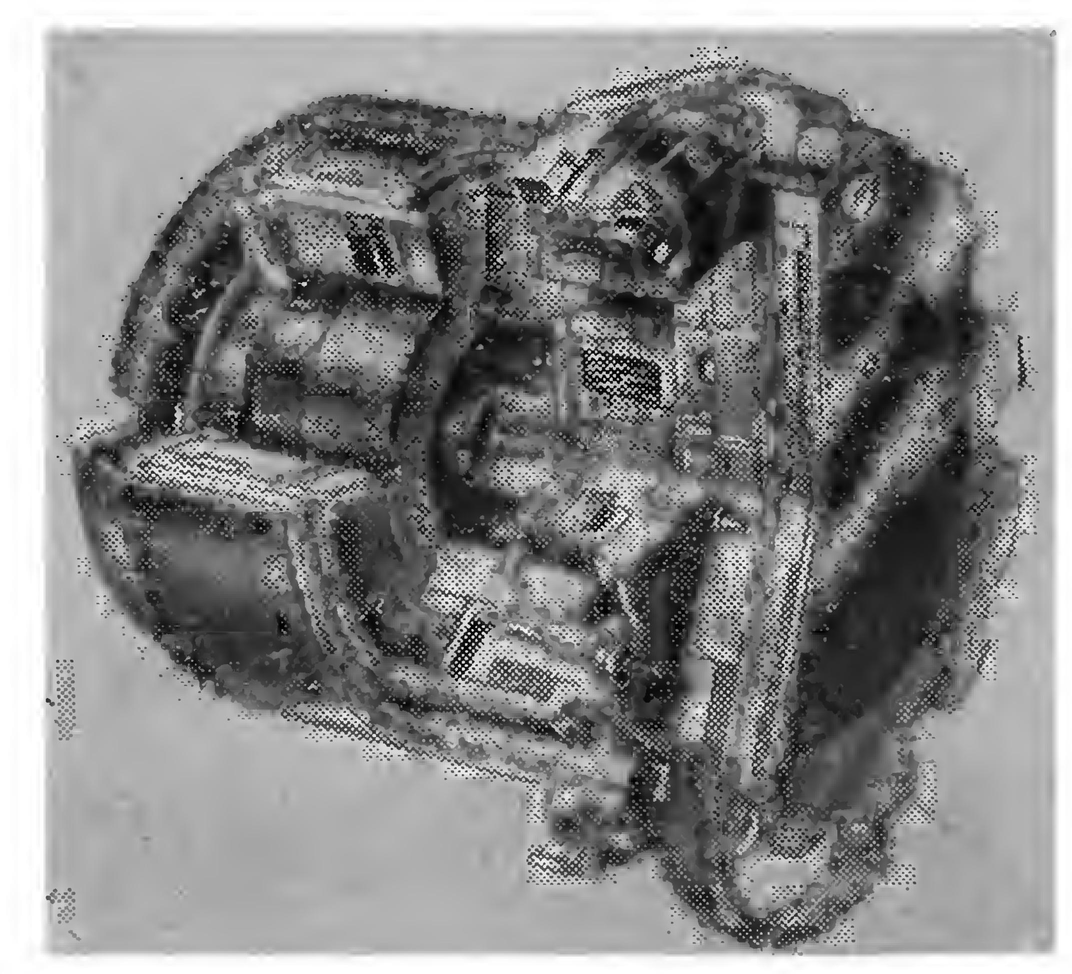


Рис. 4.19. Импульсный поплавковый маятниковый акселерометр ПМА (модель 16Р1РА-Д)

Поплавок заключен в корпус жидкостного демпфера. Вязкость жидкости и величина зазора между поплавком и корпусом обеспечивают коэффициент демпфирования порядка 1,2 *н. см. сек.* В корпус вмонтированы четыре сильфона для компенсации изменения объема жидкости. На каждом конце есть конструктивные узлы, которые включают электромагнитную систему подвеса (внутренний ротор) и датчик угла или датчик момента (внешний ротор). Ротор выполнен как одна деталь. Датчик момента имеет восемь полюсов и две управляющие обмотки, причем обмотка, развивающая положительный момент, наложена на четные полюса, а отрицательный — на нечетные. Момент пропорционален квадрату силы тока при коэффициенте пропорциональности S_{tq}, который называется чувствительностью датчика момента. Механический контакт поплавка с корпусом осуществляется только через поддерживающую жидкость. Это позволило создать маят-

ник с неопределенностью момента трения по оси подвеса менее 0,2 *мн · см* ($\sim$0,02 *мгсм*) при включенных электромагнитной системе подвеса и датчика момента. Момент инерции поплавка относительно оси подвеса примерно равен 14 *г · см*^{2} (0,015 *Г · см · сек*^{2}). Постоянная времени J/c движения поплавка в демпфере вокруг оси цапф составляет примерно 100 микросекунд, постоянная времени маятника при расположении входной и выходной осей перпендикулярно силе тяжести — восемь минут.

Восьмиполюсный датчик угла по конструкции аналогичен датчику момента. Датчик имеет первичную обмотку возбуждения и вторичную обмотку с выведенной средней точкой. Сопротивление и емкость цепей датчика угла подбираются таким образом, чтобы коэффициент демпфирования эквивалентной системы второго порядка был близок единице, а собственная частота несколько превышала несущую частоту. Это устраняет нежелательное влияние чрезмерного запаздывания по фазе сигнала с датчика угла на форму колебаний и притом уменьшает высокочастотные помехи, возникающие в датчике угла или подчеркиваемые им.

Характер влияния упругих сил может быть оценен в результате рассмотрения следующего уравнения:

$$J\ddot{A}_{I-f}+c\dot{A}_{c-f}+kA_{c-f}=M_{tq}+mla_{IA}, \qquad (4.9)$$

где k — коэффициент упругости при средних значениях угла $\overline{A}_{c-f}$.

При малом входном воздействии наличие упругих сил исключает автоколебания в системе и система описывается уравнением

$$J\ddot{A}_{I-f}+c\dot{A}_{c-f}+kA_{c-f}=mla_{IA}. \qquad (4.10)$$

Полагая момент инерционных сил малым по сравнению с демпфирующим моментом и моментом упругих сил, имеем

$$c\dot{A}_{c-f}+k\overline{A}_{c-f}=mla_{IA},$$

откуда

$$\overline{A}_{c-f}=\frac{mla_{IA}}{k}\left[1-e^{-\frac{kt}{c}}\right]. \qquad (4.11)$$

Отсюда следует, что ограниченное положительное значение коэффициента k уменьшает величину среднего угла отклонения поплавка. Наличие любых упругих сил приводит к изменению времени, за которое на выходе появится сигнал приращения скорости ΔV. Положительные значения k приводят к увеличению фактического времени накопления угла, а отрицательные k — к уменьшению времени. Случаю, ограничивающему допустимые положительные значения k, можно дать следующее интересное толкование. Предположим, что кванту приращения скорости ΔV соответствует эквивалентное приращение среднего угла поворота поплавка ΔA:

$$\Delta A = \dot{A}\Delta T = \frac{M_{tq}}{c}\Delta T. \quad (4.12)$$

Чтобы акселерометр прореагировал на некоторое ускорение[1], нужно, чтобы хотя бы для установившегося движения при $t \to \infty$ было достигнуто равенство $A_{c-f} = \Delta A$.

Отсюда

$$\frac{mla_{IA}}{k} = \frac{M_{tq}}{c}\Delta T$$

или

$$k = \frac{mla_{IA}}{M_{tq}\Delta T}c = \frac{ca_{IA}}{\Delta V}. \quad (4.13)$$

Это выражение показывает, какое минимальное ускорение может быть обнаружено прибором при конечном значении коэффициента упругого момента. Более того, из него следует, что с увеличением коэффициента демпфирования c убывает влияние момента упругих сил. Мы снова возвращаемся к критерию минимального угла A_m, на который может уверенно реагировать датчик.

Для оптимального демпфирования

$$k \leqslant \frac{a_{IA}ml}{\Delta T}\sqrt{\frac{J}{A_m M_{tq}}} = \frac{a_{IA}}{\Delta V}\sqrt{\frac{JM_{tq}}{A_m}}. \quad (4.14)$$

Рис. 4.20. Схема датчика момента ПМА:

1 — внутренний статор системы подвеса; *2* — сигнал: + отрицательный момент; *3* — ферритовый ротор; *4* — отводы для создания упругого момента; *5* — статор ДМ; *6* — обмотка перемагничивания; *7* — выход обмотки управления ДМ

[1] Нужно, чтобы на выходе прибора появился хотя бы один импульс, не скомпенсированный импульсом противоположного знака. *Прим. пер.*

Поверхности магнитопроводов датчика момента (рис. 4.20), образующие псевдоявные полюсы, не плоские. Поверхности статора, противостоящие цилиндрическим частям ротора, очерчены каждая несколькими плоскостями, что позволяет свести упругие магнитные моменты к пренебрежимо малым значениям. Сам акселерометр является лучшим средством для измерения коэффициента упругого момента. Порог чувствительности акселерометра по ускорению ниже 0,05 *см/сек*^{2}.

МАСШТАБНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ И НУЛЕВОЙ СИГНАЛ

В схеме стабилизации и переключения постоянного тока в цепи обратной связи интегратора (рис. 4.21) с помощью дифференциального усилителя постоянного тока осуществляется сравнение величины падения напряжения на эталонном сопротивлении R_{sf}, регулирующем масштабный коэффициент, с прецизионным эталонным напряжением. Датчик момента интегратора выполнен как микросин с обмоткой, имеющей среднюю точку. Развиваемый момент пропорционален разности квадратов тока, протекающего через полуобмотки четных и нечетных полюсов. Коммутацией тока управляют путем подачи соответствующего напряжения M_c+ либо M_c- на базы ключевых триодов. Связанные с каждой полуобмоткой датчика момента резисторы и конденсаторы выбираются таким образом, чтобы эквивалентный импеданс подключаемой цепи был активным, т. е. чтобы соблюдалось условие

$$\frac{L_1}{R_1}=R_1C_1.$$

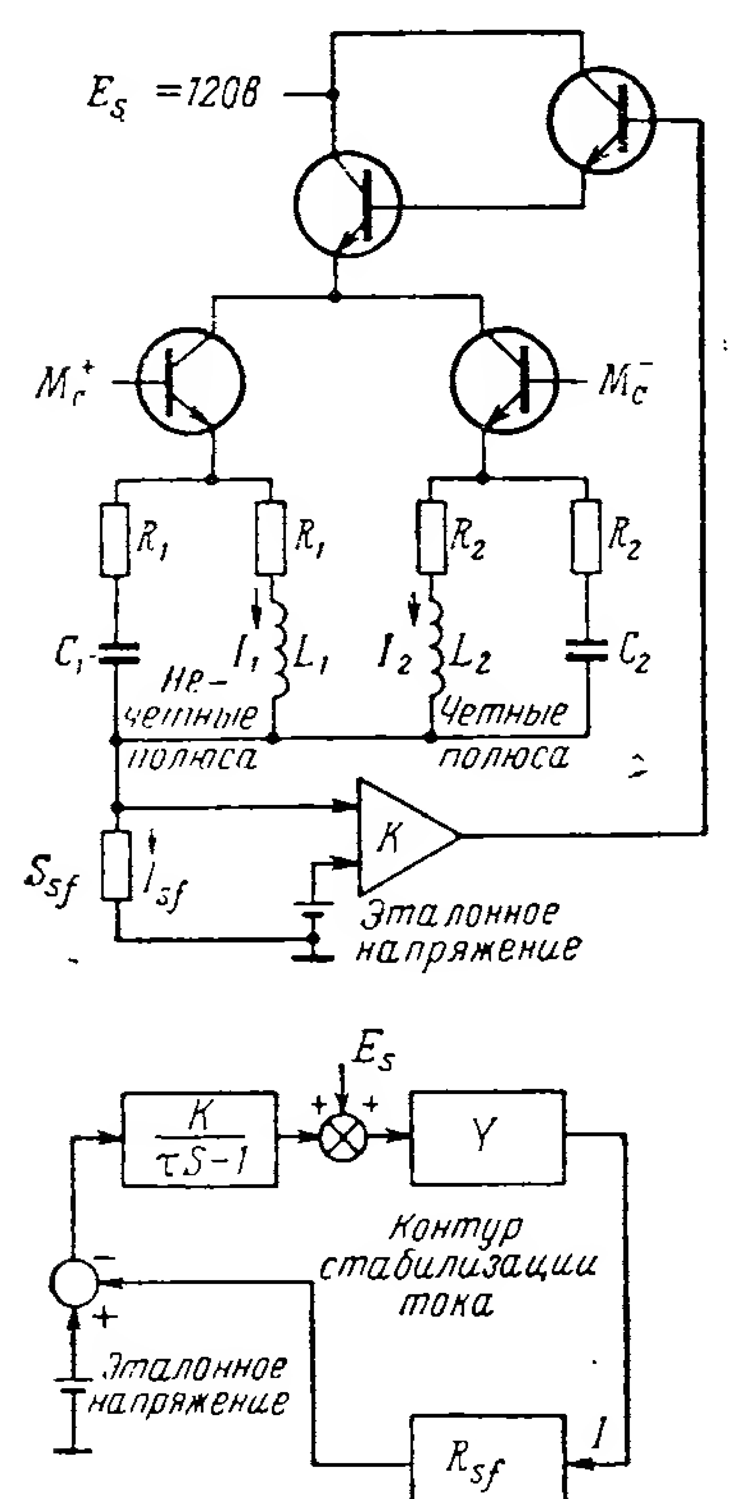


Рис. 4.21. Схема управления током в цепи обратной связи ПМА

Таким образом, к выходу усилителя всегда подключена активная нагрузка. Как будет показано дальше, для сокращения времени нарастания тока в обмотках желательно, чтобы поступающее на них напряжение было как можно выше. Однако верхний предел напряжения ограничивается величиной пробивного напряжения транзисторов, используемых в рассматриваемой переключающей схеме. Статический коэффициент усиления усилителя берется настолько большим, чтобы влияние возмущений напряжения питания было достаточно мало, а динамиче-

ские характеристики выбираются из условия, чтобы вариации квадрата тока, вызываемые изменением напряжения питания, были в допустимых пределах. Передаточная функция системы описывается выражением

$$\frac{I}{E}=\frac{\gamma}{\frac{R_{sf}k}{\tau s+1}+1}. \qquad (4.15)$$

Коэффициент усиления ($K=200\,000$) определен таким образом, чтобы при изменении E_s на 10% или 12 *в* ток изменялся менее чем на 10^{-5} от своей величины. Динамические характеристики контура стабилизации, в основном определяемые усилителем, настраиваются так, чтобы свести к минимуму переходные процессы по току. Для повышения стабильности, а также для управления переходными процессами по току, вызываемыми переключениями, необходимы корректирующие ячейки. Желательно, чтобы время нарастания токов I_1, I_2 в обмотках датчика момента было как можно меньше. Для того чтобы свести переходный процесс по току к минимуму, выходное сопротивление усилителя делается активным. Как уже говорилось, подбором сопротивлений и емкостей добиваются также активного импеданса датчика момента. Постоянная времени нарастания тока L_1/R_1 в этом случае регулируется подбором R_1, поскольку индуктивность L_1 определяется датчиком момента. Требования к току I_{sf} определяются требованиями к масштабному коэффициенту и чувствительностью датчика момента. Таким образом, изменять R_1 можно только одновременно с напряжением питания E_s. Желательно было бы увеличивать R_1, однако величина R_1 должна быть ограниченной, поскольку напряжение E_s не должно превышать величину пробивного напряжения транзисторов, управляющих током. Именно поэтому величина E_s, равная 120 *в*, была выбрана, исходя из параметров надежно выпускаемых транзисторов. При этом в нормальном установившемся режиме на конденсаторы C_1 и C_2 подается напряжение около 80 *в*.

Стабильность тока определяется двумя другими важными факторами: масштабным сопротивлением и эталонным источником напряжения. Прецизионные сопротивления с малым температурным коэффициентом изготовляются промышленностью и имеются в продаже. Для получения желаемой проводимости все эталонные источники нормализуются на напряжение 6000 *в* и, кроме того, подбираются два фиксированных сопротивления R_L и R_{sf} так, чтобы их отношение было 100 : 1300 (рис. 4.22, *а*).

При этом методе точная регулировка может осуществляться с помощью потенциометра. Стабильность существующих сопротивлений обычно превышает $3\cdot10^{-6}$ за год при температурном коэффициенте менее $3\cdot10^{-6}$ на 1° С.

Источником эталонного напряжения служит двухкаскадный стабилотронный стабилизатор. Напряжение второго каскада вы-

брано таким, чтобы температурный коэффициент диода был близок к нулю. При напряжении, несколько превышающем 6 *в*, как раз имеется точка, в которой температурный коэффициент диода меняет знак. Для обеспечения на выходе нормализованного эталонного напряжения 6 *в* применена схема делителя напряжения на сопротивлениях. Напряжение эталонного источника изменяется за год не более чем на 10^{-5} от своей первоначальной величины при температурном коэффициенте $3 \cdot 10^{-6}$ на 1° С. Таким образом формируется основная часть схемы управления током обратной связи.

Как и для любого акселерометра, стабильность параметров является одним из самых важных моментов рассматриваемого

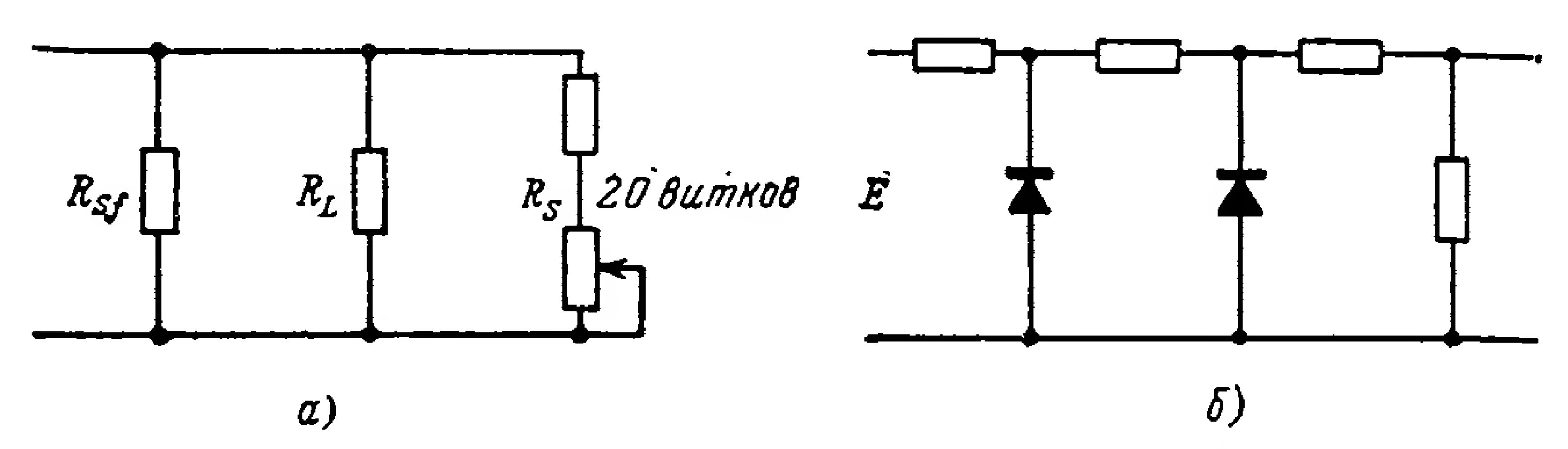


Рис. 4.22. Схема эталонного источника напряжения

прибора. Из предыдущего следует, что масштабный коэффициент *sf* акселерометра определяется соотношением

$$sf = \frac{S_{tq} i^2 \Delta T}{ml}, \tag{4.16}$$

в котором S_{tq} — чувствительность датчика моментов;
i — ток в его обмотке;
ΔT — длительность импульса;
ml — как и ранее, статический момент маятника.

Отсюда

$$dsf = \frac{\partial sf}{\partial S_{tq}} ds_{tq} + \frac{\partial sf}{\partial i} di + \frac{\partial sf}{\partial \Delta T} d\Delta T + \frac{\partial sf}{\partial ml} dml$$

или

$$\frac{dsf}{sf} = \frac{dS_{tq}}{S_{tq}} + \frac{2di}{i} + \frac{d\Delta T}{\Delta T} - \frac{dml}{ml}.$$

Это — основное соотношение, описывающее стабильность масштабного коэффициента. Требуется свести вариацию коэффициента к минимуму. Статический момент маятника очень стабилен. Выше была описана схема управления током, сводящая к минимуму отношение di/i.

Для управления моментом используется одна последовательность импульсов, выдаваемых вычислителем. В качестве средства против возникновения любой модуляции переключающих импульсов по амплитуде и вариации вследствие этого момен-

тов коммутации используется вторая последовательность импульсов (импульсы опроса), предшествующих переключающим импульсам, которые подготавливают ключи к срабатыванию при поступлении на их вход переключающих импульсов. Это исключает квазиупругие моменты, которые могли бы возникнуть в результате суммирования информации об отклонении поплавка с переключающим импульсом.

Основным параметром, определяющим стабильность масштабного коэффициента, является чувствительность датчика момента. Чувствительность датчика момента прямо пропорциональна магнитной проницаемости и обратно пропорциональна величине зазора. Зазор регулируется системой магнитного подвеса, который развивает поддерживающую силу в радиальном направлении около 11,6 *н/мм* и около $^1/_{20}$ этой величины в осевом направлении.

Из рассмотрения датчика моментов (см. рис. 4.22) следует, что в отдельных местах между полюсами статора возникают участки с переменными и постоянными потоками. Области с потоками, вызванными постоянным током, могут обладать остаточной намагниченностью. Эта намагниченность может быть снята с помощью специальной обмотки, охватывающей спинку статора. Остаточная намагниченность ротора устраняется с помощью системы электромагнитного подвеса, ибо роторы этих двух устройств выполнены как одна деталь.

Качество любого акселерометра определяется стабильностью его характеристик. Нулевой сигнал a_b акселерометра, характеризующий наличие сигнала на выходе при отсутствии сигнала на входе, и его стабильность имеют разную природу. Специальными средствами добиваются активного сопротивления обмоток датчика момента. При переключении ток в одной обмотке убывает по экспоненте, в то время как в другой обмотке он возрастает по экспоненте. Момент пропорционален разности квадратов токов

$$M_{tq}=S_{tq}(i_1^2-i_2^2).$$

После интегрирования за один период автоколебаний и осреднения получим величину момента, соответствующую нулевому сигналу:

$$M_{\text{ср}}=\frac{1}{2n\Delta T}\int_0^{2n\Delta T} S_{tq}(i_1^2-i_2^2)\,dt=mla_b.$$

Отсюда следует, что нулевой сигнал пропорционален разности постоянных времени $\overline{\tau}_1$ и $\overline{\tau}_2$ изменения токов в обмотках

$$a_b=\frac{\Delta V}{\Delta T}\,\frac{\overline{\tau}_2-\overline{\tau}_1}{2n\Delta T}. \tag{4.17}$$

Важно, чтобы эти две постоянные были равными, иначе нулевой сигнал будет функцией периода $2n\Delta T$. Сам акселерометр

является наилучшим измерителем, позволяющим достигнуть равенства этих времен. С помощью введения фазового запаздывания (например, уменьшением демпфирования) можно изменить режим автоколебаний. В результате нулевой сигнал изменится пропорционально разнице постоянных времени.

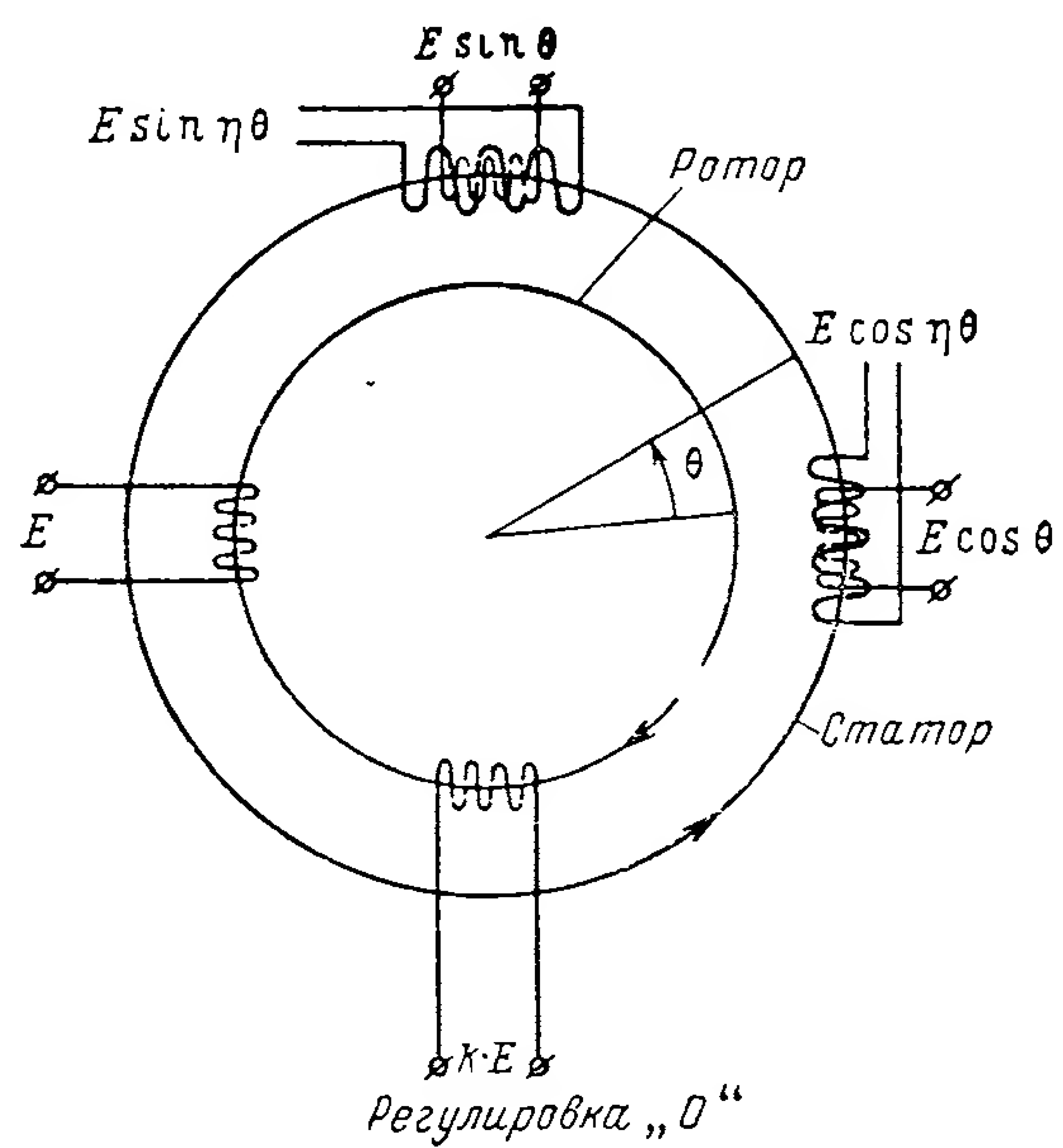
Другим важным параметром акселерометра является точность выставки и стабильность положения его оси чувствительности. Прибор имеет установочный фланец (см. рис. 4.21), на котором имеется прорезь. Плоскость фланца и прорезь служат опорными базами для выставки прибора.

На стабилизированной платформе имеется соответствующее посадочное место и установочный штифт, выполненные с определенным допуском. Ось чувствительности акселерометра выставляется относительно прорези поворотом корпуса вокруг оси маятника. Посадочный фланец имеет два кольцевых пояса с сопрягающимися сферическими поверхностями. Ориентация оси чувствительности вокруг плеча маятника регулируется поворотом корпуса акселерометра за счет взаимного проскальзывания сопрягаемых сферических поверхностей колец. Эти два регулировочных поворота в пределах малых углов могут производиться независимо друг от друга. Таким образом, осуществляется предварительная регулировка положения оси чувствительности акселерометра относительно его установочных баз до установки элемента в гиростабилизатор. Выставка акселерометра на платформе осуществляется по его установочным базам, и специальная регулировка положения оси чувствительности не производится. Подобно гироблоку акселерометр снабжается дополнительным модулем, содержащим согласующие конденсаторы и другие регулировочные элементы. Этот блок крепится непосредственно на платформе.

ГЛАВА 4.3. **АНАЛОГО-ЦИФРОВОЙ БЛОК СВЯЗИ**

Аналого-цифровой блок связи (АЦБС), называемый также преобразователем информации, является центральным прибором связи, через который гиростабилизатор, оптический блок и вычислительная машина обмениваются информацией о значениях угловых величин, а также содержит некоторую долю аналоговых схем связи всего КЛА. АЦБС состоит из трех основных частей: схемы считывания или преобразования аналоговых величин в цифровые, схемы преобразования цифровых величин в аналоговые и схемы управления режимами работы системы наведения. Схема преобразования аналоговых величин в цифровые описывается ниже несколько подробнее, а остальные две части АЦБС — лишь весьма кратко.

Информация об углах получается с помощью двухотсчетного синусно-косинусного вращающегося трансформатора (СКВТ), установленного на соответствующем элементе системы управле-



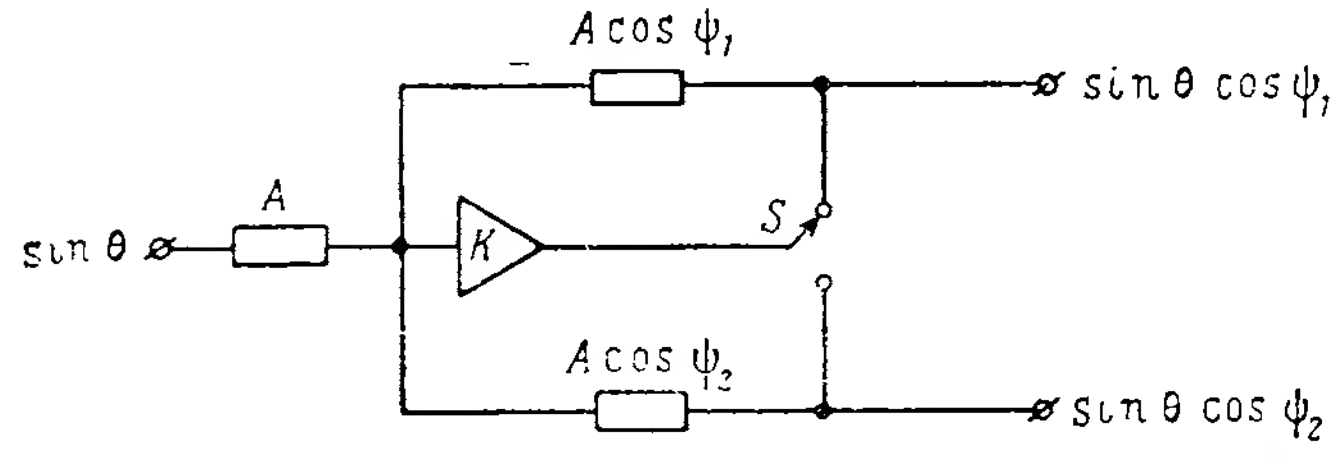


Рис. 4.23. Схема двухотсчетного синусно-косинусного вращающегося трансформатора:

Примечания. 1. θ — угол поворота внешнего элемента относительно такого его положения по отношению к внутреннему, когда СКВТ показывает электрический нуль.
2. В гиростабилизаторе для одного угла поворота секстанта $\eta=16=2^4$, для другого угла поворота секстанта $\eta=64=2^6$

ния, например, на оси карданова подвеса ГСП или на одной из осей оптического блока (рис. 4.23). Выходные сигналы СКВТ пропорциональны $\sin\theta$, $\cos\theta$, $\sin\eta\theta$ и $\cos\eta\theta$, где η — двоичное число. СКВТ грубого и точного отсчета, как и обычно, размещены на общем магнитопроводе и имеют одну общую первичную обмотку возбуждения. Имеется еще другая первичная обмотка,

сдвинутая относительно первой на 90°; она используется для регулировки электрического нуля. Схема считывания угла включает аналоговые умножители выходных сигналов СКВТ, аналоговые сумматоры, устройство стробирования и квантования, счетчик памяти для управления аналоговым умножителем, а также ключи переменного тока, управляемые счетчиком, и коммутирующие входные сигналы аналоговых умножителей.

Схема решает уравнения

$$\sin\theta\cos\psi - \cos\theta\sin\psi = \sin(\theta - \psi), \qquad (4.18)$$

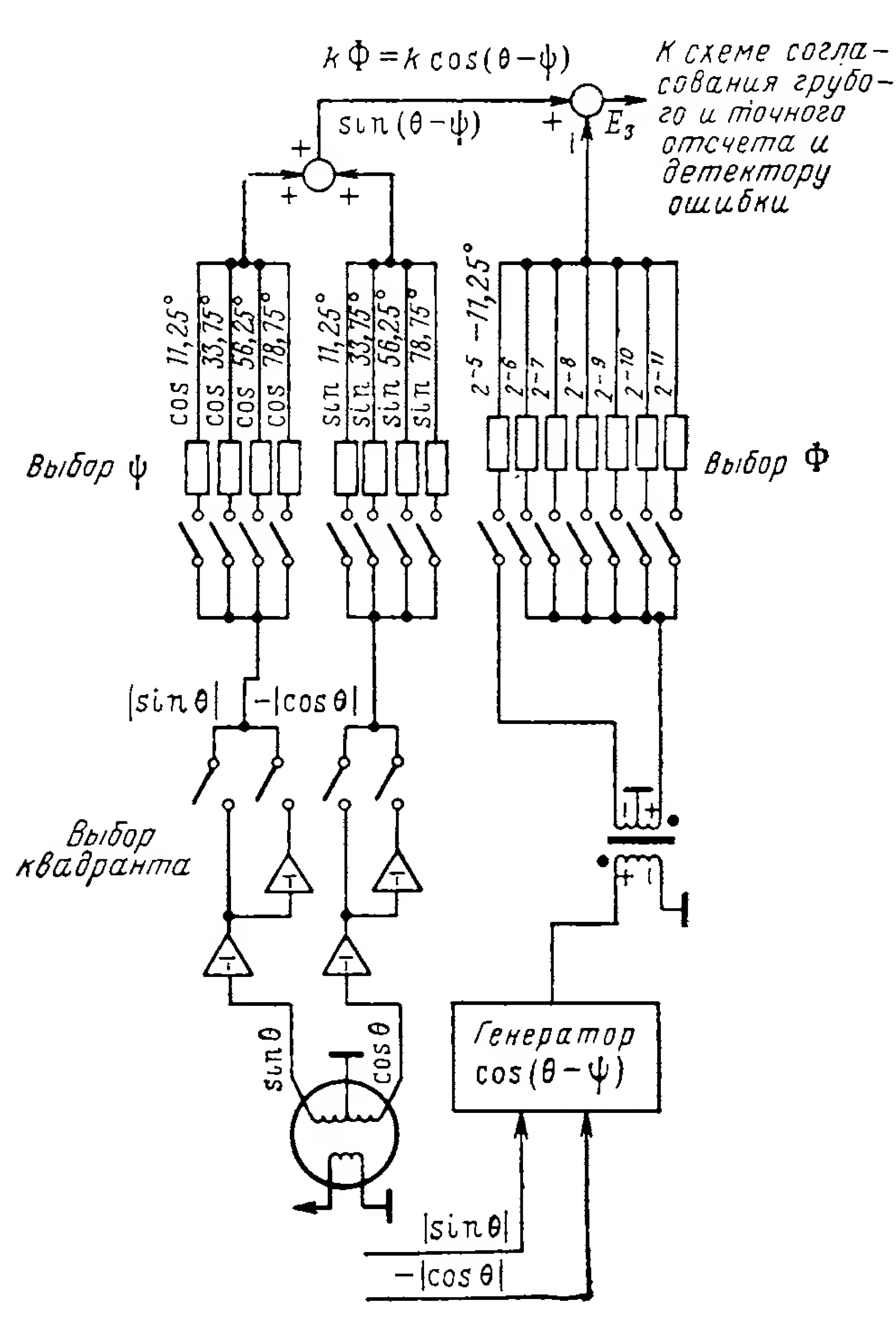


Рис. 4.24. Схема селекции квадранта и преобразования в цифровые величины непрерывных показаний СКВТ с 16 парами полюсов

Примечание. 2^{2-11} оборота ≈10,5 *дуг. мин* (при 16 парах полюсов) и 39,6 *дуг. сек* угла поворота карданова кольца

$$\cos\theta\cos\psi+\sin\theta\sin\psi=\cos(\theta-\psi), \qquad (4.19)$$

в которых ψ — дискретное (квантованное) значение угла при величине кванта $11\frac{1}{4}$ электрических градуса, а θ — угол поворота ротора СКВТ.

К выходной величине $\sin(\theta-\psi)$ добавляется затем произведение $k\cos(\theta-\psi)$, в котором k — дискретное значение линейной интерполяции величины $\operatorname{tg}\varphi$, а φ — дискретное значение малого угла, отсчитываемого низшими разрядами счетчика (рис. 4.24).

Дискретные значения угла ψ и угла φ задаются числом, содержащимся в счетчике. Реверсированием счетчика угла управляют в зависимости от знака суммы $\sin(\theta-\psi)+k\cos(\theta-\psi)$. Когда содержание счетчика становится равным считываемому углу:

$$\sin(\theta-\psi)+k\cos(\theta-\psi)=0. \qquad (4.20)$$

Входные сигналы счетчика представляют собой кванты считываемого угла и параллельно подаются в вычислительную машину, где хранится та же информация об угле элемента системы управления.

Аналоговое умножение напряжений СКВТ, пропорциональных $\sin\theta$ и $\cos\theta$, осуществляется с помощью операционного усилителя переменного тока с отношением сопротивления обратной связи ко входному сопротивлению, равным косинусу угла ψ_1. Замыканием и размыканием транзисторного ключа переменного тока S (см. рис. 4.25) управляет регистр счетчика угла в зависимости от содержащегося в нем числа. Ключ установлен последовательно с сопротивлением обратной связи, что позволяет воспользоваться высоким сопротивлением открытого состояния и низким сопротивлением закрытого состояния, так что сопротивление ключа является как бы частью сопротивления усилителя при формировании его коэффициента усиления k. Ключ эквивалентен однополюсному переключателю на два положения; выходной сигнал в открытом состоянии отличен от нуля на величину выходного сигнала, поделенного на коэффициент усиления усилителя. Система считывания построена на использовании таких транзисторных ключей переменного тока и операционных усилителей. Счетчик имеет 16 разрядов. Младший разряд используется для запрещения передачи любого предельного цикла в вычислительную машину, препятствуя, таким образом, выполнению излишних вычислений. Четыре старших разряда используются для определения квадранта и умножения выходного сигнала СКВТ грубого отсчета, имеющего одну пару полюсов. Кроме того, разряды $2^9 \div 2^{12}$ используются в качестве приближенной линейной интерполяции углов СКВТ грубого отсчета до значения 2,81° натурального угла. СКВТ точного отсчета (с 16 парами полюсов) служит прецизионным датчиком угла ошибки чередования нулей и максимумов выходного сигнала этого СКВТ меньше 20 *дуг.*

сек. Имеется перекрытие грубого и точного отсчета, обеспечивающее правильное определение (синхронизацию) цикла, в котором работает СКВТ точного отсчета. Младшие разряды дают линейную интерполяцию ошибки. При этом на интерполятор подается напряжение, пропорциональное $\cos(\theta-\psi)$. Это напряжение имеет такую же фазу, как и напряжение $\sin(\theta-\psi)$ СКВТ точного отсчета, а его масштаб устанавливается настройкой СКВТ.

На вход детектора ошибок поступает (рис. 4.25) сумма выходных величин множителя-сумматора СКВТ грубого отсчета,

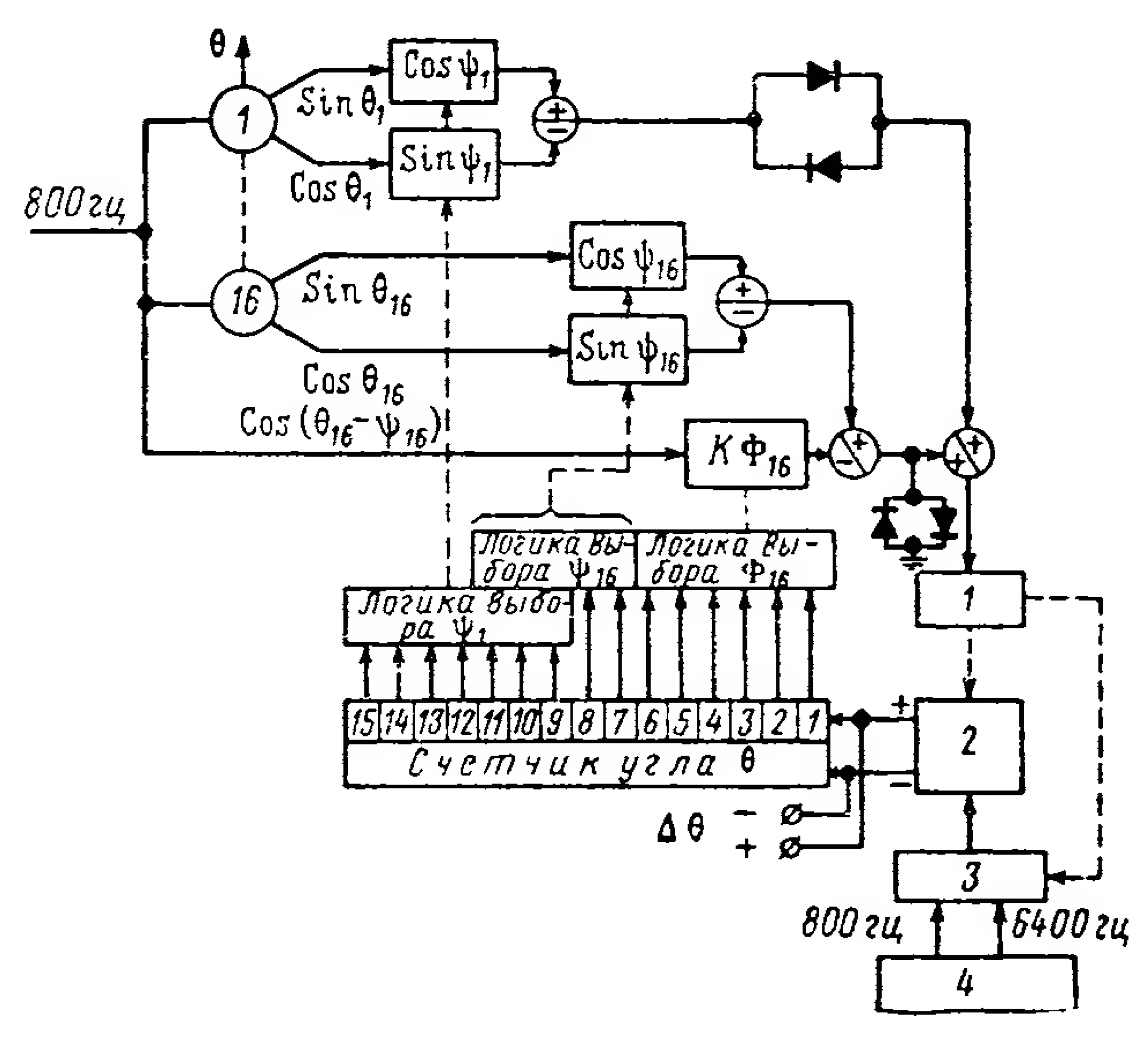


Рис. 4.25. Схема комбинации сигналов грубого и точного отсчета:

1 — детектор ошибки; *2* — логика включений, выключений и реверсирования счетчика; *3* — выбор частоты импульсов; *4* — генератор импульсов; ——— сигнал; — — — — управление

множителя-сумматора СКВТ точного отсчета и линейного интерполятора. Имеется схема согласования грубого и точного каналов, обеспечивающая синхронизацию измерения угла прецизионным СКВТ. Детектор ошибки содержит квадратурный фильтр, выполненый как активная схема, которая при больших сигналах рассогласования не вносит скоростных ошибок считывания угла и в то же время при малых рассогласованиях обеспечивает необходимую точность. Выходной сигнал детектора ошибок подается в логическую часть выбора скоростей и в логическую часть реверсивного счетчика. Содержание счетчика используется для управления ключами переменного тока при умножении напряжений СКВТ и ключами линейного интерполятора.

Детектор ошибки имеет трехпозиционную или троичную логику (рис. 4.26). При малых рассогласованиях подается команда на следование импульсов счета с частотой 800 *гц*. Использование этой частоты обеспечивает правильные моменты переключения множителей, поступающих с СКВТ на той же частоте. Это препятствует эффекту выпрямления коммутируемого сигнала и нарушению динамики работы системы считывания. Команда к переходу на более высокую частоту следования импульсов счета уменьшает скоростную ошибку при большой угловой скорости оси, с которой снимается сигнал, а команда к переходу на низшую частоту уменьшает ошибку предельного цикла.

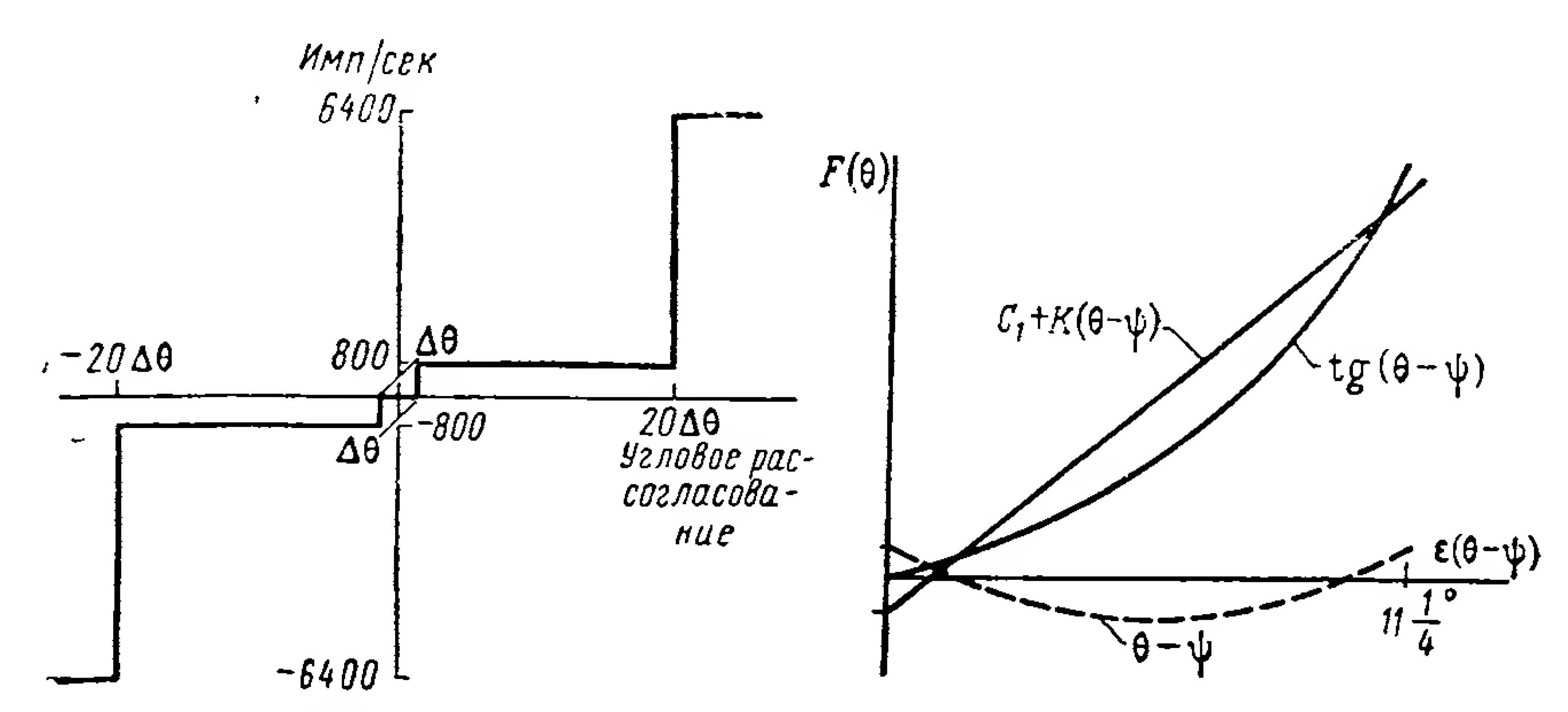


Рис. 4.26. Зависимость частоты импульсов от углового рассогласования

Рис. 4.27. Зависимость $(\theta - \psi)$ и $F(\theta)$ от рассогласования СКВТ точного отсчета

Постоянная линейной интерполяции K (рис. 4.27) выбирается из условия сведения к минимуму наибольшей ошибки

$$E = \sin(\theta - \psi) - K \cos(\theta - \psi). \qquad (4.21)$$

При правильном выборе значения K ошибку СКВТ точного отсчета можно сделать меньше 10 *дуг. сек.* Для используемого в оптическом блоке СКВТ с 64 парами полюсов эта ошибка сведена к величине, меньшей 3 *дуг. сек.*

Кроме того, для дальнейшего сокращения ошибки во всем диапазоне интерполяции к линейной функции добавляется постоянная. В результате получается система, ошибки которой находятся в заданных пределах.

Все цифровые операции, включая память, осуществляются с помощью трехходового клапана «И—ИЛИ—НЕ», выполненного на базе кремниевой интегральной микросхемы. Тот же элемент применяется в вычислительной машине. Все транзисторные логические устройства имеют непосредственные связи. Для управления всеми функциями в АЦБС имеется многофазный тактовый

генератор, синхронизированный с вычислительной машиной системы наведения.

УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ И ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЦИФРОВЫХ ВЕЛИЧИН В АНАЛОГОВЫЕ

Вычислительная машина системы наведения служит важным связующим звеном между космическим кораблем и измерителями. Ею осуществляются все преобразования угловых координат применительно к системам карданова подвеса гиростабилизатора и оптического блока. При любом управлении ориентацией, основанном на показаниях гиростабилизатора, вычислительная машина, имея данные об углах между элементами карданова подвеса, вырабатывает задаваемые объекту углы и передает их на исполнение через аналого-цифровой преобразователь. Информация об углах всегда имеется во вращающихся трансформаторах и полные значения углов карданова подвеса могут быть всегда получены на счетчике (без механического обнуления ГСП) с точностью до погрешностей СКВТ и системы считывания, а также с дискретностью до цены низшего разряда счетчика (рис. 4.28).

Аналого-цифровой преобразователь необходим для приема цифровых команд из цифровой вычислительной машины и выработки напряжений (постоянного или переменного), пропорциональных этим командам. Счетчик угловых рассогласований — восьмиразрядный реверсивный. В нем хранятся команды вычислительной машины. Логическое устройство управления счетчиком предотвращает возврат его в нуль в том случае, если на него поступает более 28 импульсов. Аналоговые сигналы рассогласования получаются с помощью источника 800 *гц*, от которого питается делитель напряжения в виде цепочки сопротивлений; напряжения с нее с помощью ключей, управляемых содержанием счетчика, подаются на вход операционного усилителя. Для изменения фазы выходного сигнала 800 *гц* с 0 на π и обратно реверсируется полярность подключения напряжения питания к цепочке делителя. Схемы, вырабатывающие аналоговые напряжения, с помощью которых управляющие команды подаются в экспедиционный модуль или другие части «Аполлона», имеют на выходе трансформаторы или демодуляторы и благодаря этому не связаны по постоянному току со схемой системы наведения. Почти всеми режимами работы системы управляет вычислительная машина. Два режима может задавать космонавт. Одним из них является арретирование ГСП в случае, если космический корабль начал кувыркаться, а его стабилизация нарушена. Космонавт в этом случае может заарретировать карданов подвес ГСП относительно космического корабля, предварительно застабилизировав его. Это позволяет космонавту затем реализовать новую базовую систему координат в очень короткое время. Дру-

гой режим ручного управления похож на первый: при нарушении работы вычислительной машины космонавт может использовать тот же переключатель для арретирования ГС, затем разарретировать его, чтобы реализовать базовую систему координат для ориентации.

Все другие режимы, в частности режимы работы ГС, осуществляются вычислительной машиной. Для оптических устройств

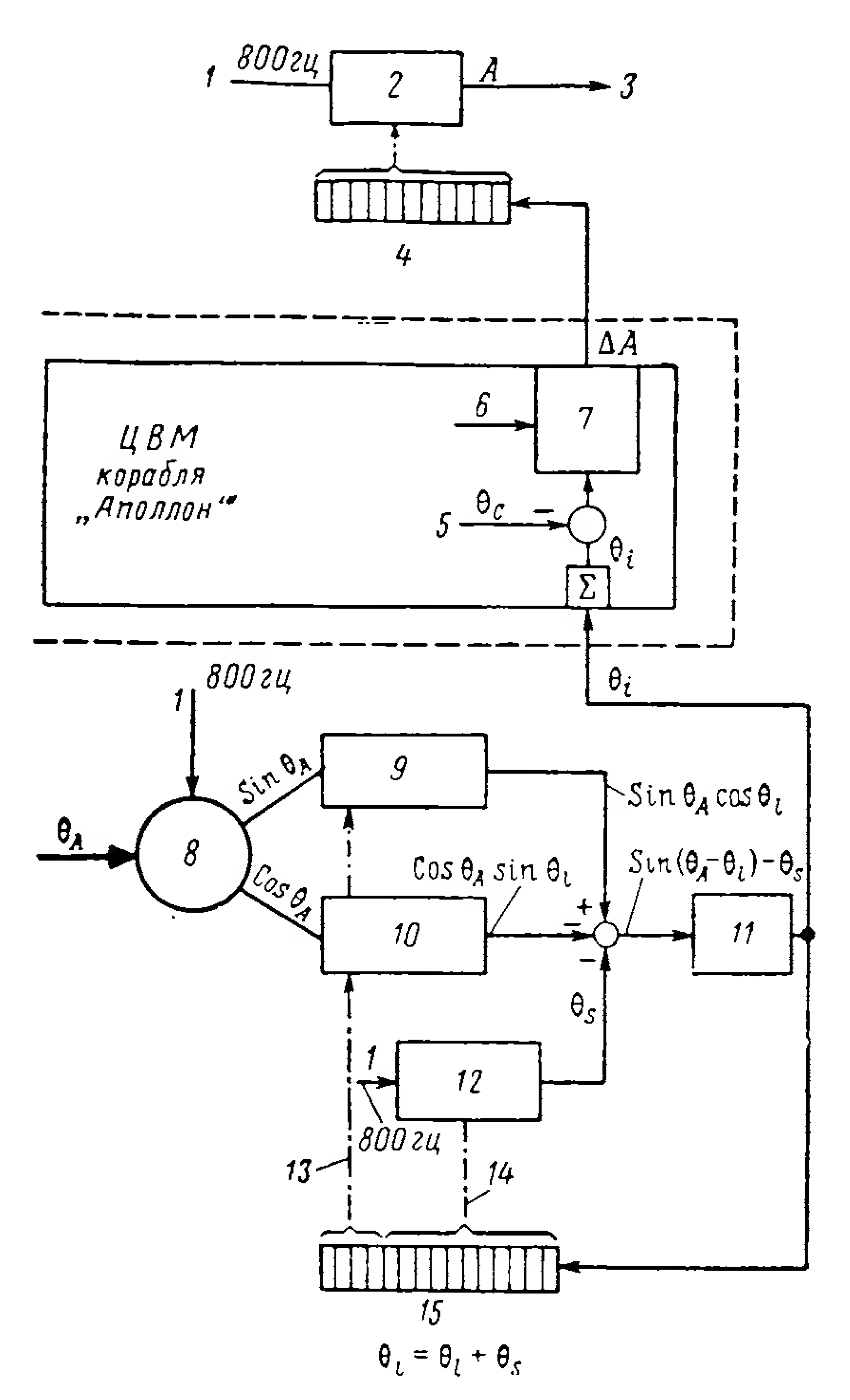


Рис. 4.28. Функциональная схема использования электронного АЦБС:

1 — возбуждение; *2* — линейный умножитель; *3* — сигнал управления КЛА (800 *гц*); *4* — счетчик команды; *5* — ориентация, задаваемая программой наведения; *6* — исходные данные; *7* — управление ориентацией или другая функция управления; *8* — СКВТ в гиростабилизаторе; *9* — умножитель на cos θ_l; *10* — умножитель на sin θ_i; *11* — детектор ошибки; *12* — линейный умножитель; *13* — θ_l — грубый отсчет θ_i; *14* — θ_s — точный отсчет θ_i; *15* — счетчик углов поворота платформы гиростабилизатора

предусмотрено больше операций ручного управления, описанных в других частях книги. Имеется еще целый ряд интересных режимов, возможных благодаря гибкости АЦБС. Так, при грубом ориентировании платформы ГС по показаниям СКВТ угловой скоростью поворота платформы управляют так, чтобы она была не больше, чем это допустимо для гироскопов. При этом входной сигнал детектора ошибок суммируется с аналоговой командой, вырабатываемой вычислительной машиной, обеспечивая стабильную работу. Импульсы приращения углов карданова подвеса, получаемые от системы считывания, используются в качестве импульсной обратной связи к счетчику угловых ошибок.

Часть 5

НАВИГАЦИОННЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

На орбитальном и межпланетном участках космического полета инерциальные чувствительные элементы не в состоянии выработать информацию о местоположении космического аппарата (из-за отсутствия или малости внешних сил [1]). Здесь для построения неподвижно ориентированной относительно звезд базовой системы координат можно использовать гироскопические приборы. Однако, чтобы определить координаты космического аппарата, данные гироприборов необходимо дополнить информацией от внешних источников измерения.

Навигационные задачи на орбитальных участках полета решаются сравнительно легко, так как для этих участков закон изменения ошибок во времени может быть описан при помощи системы линейных уравнений с постоянными коэффициентами. Каждое измерение позволяет получить данные для составления одного такого уравнения, дающего соотношение между определенными ошибками.

В следующей главе рассматриваются способы измерений, которые могут быть произведены на борту космического аппарата для определения его орбиты.

ГЛАВА 5.1. ОРБИТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

ЗАКОН ИЗМЕНЕНИЯ ОШИБОК ПРИ ОРБИТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Для целей настоящего анализа уравнения движения представлены в полярных координатах, что облегчает их линеаризацию. Они аналогичны уравнениям, составленным в системе координат, связанной с местной вертикалью. Однако выводы анализа не зависят от системы координат, применяемой для вычислений в конкретной задаче.

---

[1] Имеются в виду внешние негравитационные силы, действующие на КЛА. *Прим. пер.*

В полярной системе координат (рис. 5.1) уравнения движения имеют вид:

$$\ddot{R}=F_R+R\Omega^2-\frac{E}{R^2}, \qquad (5.1, а)$$

$$R\frac{d^2\theta}{dt^2}=R\dot{\Omega}=F_\theta-2\dot{R}\Omega, \qquad (5.1, б)$$

где R — модуль радиус-вектора $\bar{R}$ КЛА из центра Земли;
F_R и F_θ — отнесенные к единице массы КЛА силы в радиальном и продольном (орбитальном) направлениях соответственно;
Ω — угловая скорость орбитального обращения;
E — гравитационная постоянная Земли.

Представим R и Ω в следующем виде:

$$R=r_0+r, \qquad (5.2, а)$$

$$\Omega=\omega_0+\omega, \qquad (5.2, б)$$

где r_0 и ω_0 — постоянные величины.

Тогда $\dot{R}=\dot{r}$; $\ddot{R}=\ddot{r}$, $\dot{\Omega}=\dot{\omega}$, а орбитальный угол θ определится равенством

$$\theta-\omega_0 t=\int_0^t \omega(x)\,dx.$$

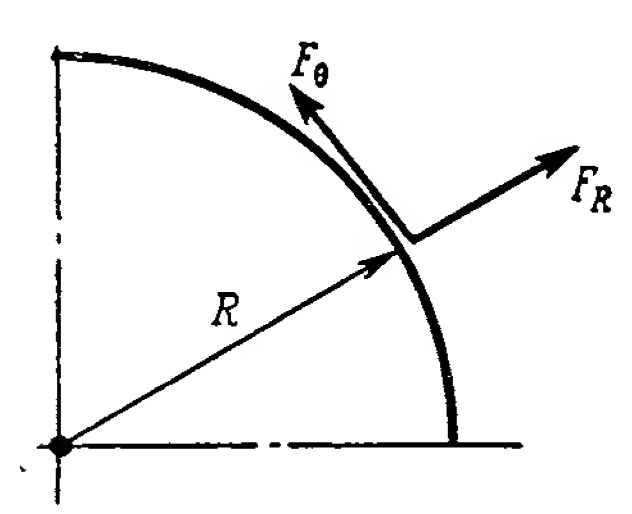


Рис. 5.1. К уравнениям движения

Не нарушая общности рассуждений, можно принять

$$\omega_0^2=\frac{E}{r_0^3}. \qquad (5.3)$$

Если r_0 на 300 *км* превышает средний радиус Земли, то для орбит с высотами от 150 до 450 *км* будут иметь место соотношения

$$\frac{r}{r_0}<0{,}02, \qquad (5.4)$$

$$\frac{\omega}{\omega_0}<0{,}05. \qquad (5.5)$$

Следовательно, для спутников, имеющих орбиты, близкие к круговым, уравнения движения могут быть линеаризованы.

Приняв

$$\frac{E}{R^2}=\frac{E}{r_0^2}-\frac{2E}{r_0^3}r, \qquad (5.6)$$

уравнения (5.1, *а*) и (5.1, *б*) можно записать в виде

$$\ddot{r}=F_R+(r_0+r)(\omega_0^2+2\omega_0\omega+\omega^2)-\frac{E}{r_0^2}+2\frac{E}{r_0^3}r, \quad (5.7, а)$$

$$(r_0+r)\dot{\omega}=F_\theta-2\dot{r}(\omega_0+\omega). \quad (5.7, б)$$

Подставив в эти уравнения соотношения (5.3), получим

$$\ddot{r}=F_R+3\omega_0^2 r+2\omega_0\omega(r_0+r)+(r_0+r)\omega^2, \quad (5.8, а)$$

$$(r_0+r)\dot{\omega}=F_\theta-2(\omega_0+\omega)\dot{r}. \quad (5.8, б)$$

Из соотношений (5.4) и (5.5) следует, что $r \ll r_0$ и $\omega \ll \omega_0$, а это позволяет упростить уравнения (5.8, *а*) и (5.8, *б*):

$$\ddot{r}=F_R+3\omega_0^2 r+2\omega_0 r_0\omega, \quad (5.9, а)$$

$$r_0\dot{\omega}=F_\theta-2\omega_0\dot{r} \quad (5.9, б)$$

Уравнения (5.9, *а*) и (5.9, *б*) с достаточным приближением представляют ошибки определения местоположения спутника. Для сравнительно непродолжительных участков полета влиянием сил F_R и F_θ можно пренебречь; тогда основным фактором, обусловливающим названные ошибки, будет неопределенность начальных условий орбитального полета, сложившихся в конце вывода спутника на орбиту.

Вследствие неточного знания направления вектора $\bar{\omega}_0$ возникает еще одна ошибка — ошибка определения положения плоскости орбиты (рис. 5.2). Для случаев малого отклонения фактической плоскости орбиты от ожидаемой текущее угловое отклонение радиус-вектора $\bar{R}$ от плоскости ожидаемой орбиты может быть представлено уравнением

$$\Phi=E_\Phi\cos(\omega_0+\omega)t+\frac{\dot{E}_\Phi}{\omega_0}\sin(\omega_0+\omega)t, \quad (5.10)$$

в котором E_Φ — начальное значение отклонения Φ,
а $\dot{E}_\Phi$ — начальная скорость его изменения.

Если при определении местоположения космического аппарата ошибки в продольном (орбитальном) направлении малы, то членом ω в уравнении (5.10) можно пренебречь.

Для наглядности связь между ошибками определения местоположения КЛА изображена, как это принято в теории автоматического регулирования, блок-схемой (рис. 5.3). На ней представлены две системы линейных уравнений с постоянными коэффициентами. Одна система четвертого порядка, другая — второго. Наглядным пояснением образования ошибок может служить

также табл. 5.1 [1]. Анализ этой таблицы позволяет сделать два заключения:

— возрастают во времени только ошибки в продольном направлении;

— ошибки в продольном и боковом направлениях взаимно независимы.

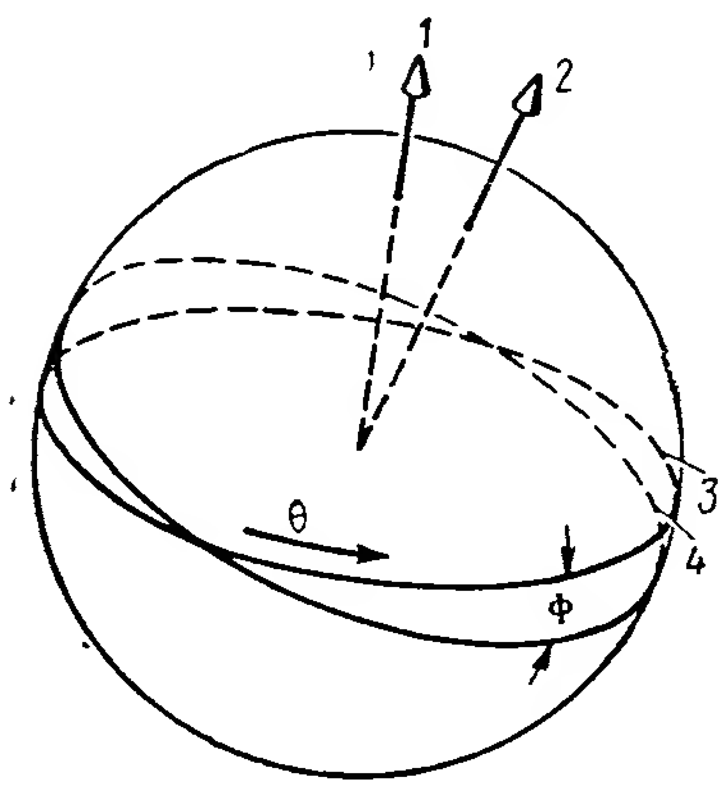


Рис. 5.2. Геометрия орбиты:
1 — ожидаемое направление вектора угловой скорости ω_0; *2* — фактическое направление вектора угловой скорости ω_0; *3* — ожидаемая орбита; *4* — фактическая орбита

Задачей навигационной системы является определение отклонений фактических местоположения и скорости космического аппарата от ожидаемых в некоторый момент времени T после вывода его на орбиту. Выбор этого момента времени обусловливается требованиями конкретной задачи на заданном участке полета. Поэтому в анализе будет рассмотрена лишь задача определения начальных условий. А фактические ошибки в требуемый момент времени T легко получить по этим начальным условиям, используя формулы табл. 5.1.

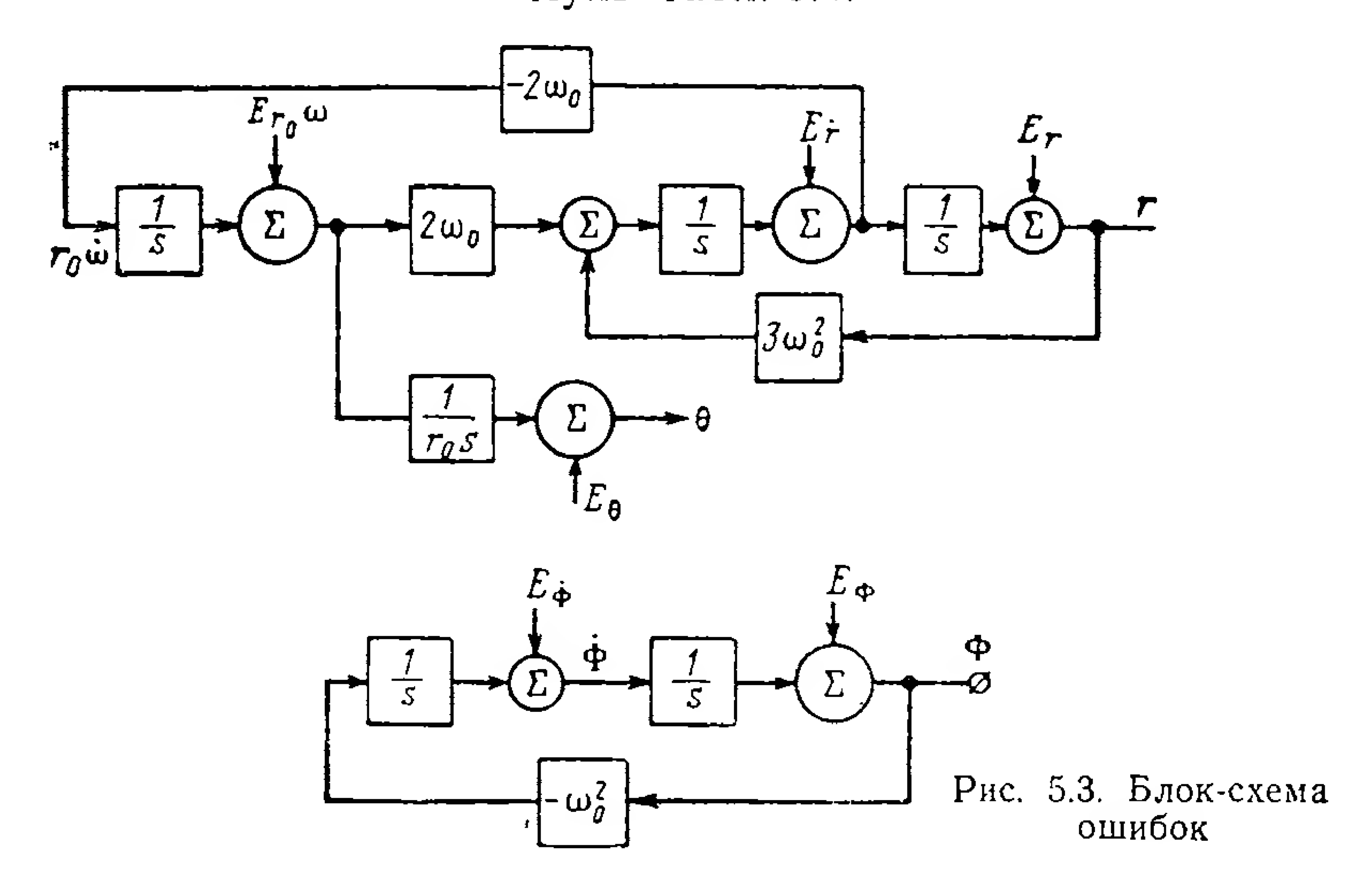


Рис. 5.3. Блок-схема ошибок

ВОЗМОЖНЫЕ СПОСОБЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Как видно из блок-схемы на рис. 5.3, существует шесть возможных источников ошибок, которые подлежат рассмотрению.

[1] Таблица получена путем решения дифференциальных уравнений (5.9,*а*), (5.9,*б*) и (5.10) в предположении, что силы F_R F_θ отсутствуют. *Прим. пер.*

Сводная таблица ошибок определения местоположения КЛА, вызванных неточностью начальных условий в некоторый момент времени T после вывода на орбиту

Источник ошибок	Продольное направление		Высота		Боковое направление	
	Угловая ошибка	Ошибка по скорости	Ошибка	Производная ошибки	Ошибка	Производная ошибки
E_r	$\frac{6}{r_0}(\sin\omega_0 t - \omega_0 t)$	$6\omega_0(\cos\omega_0 t - 1)$	$3(1-\cos\omega_0 t)+1$	$3\omega_0\sin\omega_0 t$	0	0
$E_{\dot r}$	$\frac{2}{r_0\omega_0}(\cos\omega_0 t - 1)$	$-2\sin\omega_0 t$	$\frac{1}{\omega_0}\sin\omega_0 t$	$\cos\omega_0 t$	0	0
E_θ	1	0	0	0	0	0
$E_{r_0\omega}$	$\frac{4}{r_0\omega_0}(\sin\omega_0 t - \omega_0 t) + \frac{t}{r_0}$	$4(\cos\omega_0 t - 1)+1$	$\frac{2}{\omega_0}(1-\cos\omega_0 t)$	$2\sin\omega_0 t$	0	0
E_Φ	0	0	0	0	$\cos\omega_0 t$	$-\omega_0\sin\omega_0 t$
$E_{\dot\Phi}$	0	0	0	0	$\frac{1}{\omega_0}\sin\omega_0 t$	$\cos\omega_0 t$

Необходимо найти такие способы измерений, проведение которых позволило бы получить информацию об ошибках Ф и θ. Для определения ошибок $E_{r_0\omega}$, $E_{\dot r}$ и E_r можно использовать высотомер, но эти измерения не позволяют получить какую-либо информацию об ошибках E_θ, E_Φ и $E_{\dot\Phi}$. В дополнение к данным, полученным при помощи высотомера, применение измерителя скорости дает информацию об ошибках E_Φ и $E_{\dot\Phi}$ [1], но не может дать никаких сведений для определения E_θ.

При рассмотрении околоземных полетов, когда для проведения измерений могут применяться наземные радиолокационные станции, эти поиски способов измерений представляют скорее академический, чем практический интерес. Однако они приобретают исключительную важность для измерения траектории вблизи Луны, особенно для полетов с обратной ее стороны, когда возможность применения наземных измерительных средств исключается.

Рассмотрим следующие способы измерений:

а) определение направлений на известные ориентиры;

б) определение направлений на неизвестные ориентиры;

в) измерение угла возвышения небесного светила;

г) измерения по затмению небесных светил;

д) измерение углов между направлениями на звезду и ориентир (измерения «звезда — ориентир»).

Измерения, основанные на одновременном визировании двух или трех точек горизонта, были отвергнуты, так как для этого потребовалось бы обеспечение видимости почти всей полусферы планеты, что связано с необходимостью установки датчиков слишком близко к поверхности космического аппарата. На межпланетных участках полета, когда параллакс Земли (планеты) незначителен и такие измерения могут быть реализованы с помощью приборов, их разрешающая способность становится низкой и не обеспечивает требуемую точность.

Рассмотренный перечень способов измерений не является исчерпывающим, однако он охватывает большое количество возможных модификаций. Выполнение этих измерений может быть обеспечено сравнительно несложными оптическими средствами.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ НА ИЗВЕСТНЫЕ ОРИЕНТИРЫ

Предположим, что в момент времени T положение ожидаемой точки нахождения КЛА относительно некоторого известного ориентира на земной поверхности (рис. 5.4) определяется координатами $\theta_0(T)$, $\Phi_0(T)$ и $H_0(T)$ [2]. Спроектируем ориентир на

---

[1] При наличии средств, позволяющих придать измерителю скорости известную ориентацию относительно Земли. *Прим. пер.*

[2] Соответственно угловая дальность в орбитальном направлении, угловое боковое отстояние и высота. *Прим. пер.*

ожидаемую плоскость орбиты (рис. 5.5). Тогда проекция линии визирования ориентира и местная горизонталь в точке ориентира образуют угол α, который определяется следующим соотношением:

$$\frac{\theta_0(T) + \theta(T)}{H_0(T) + r(T)} = \operatorname{ctg} \alpha. \qquad (5.11)$$

Это соотношение является первым уравнением для вычисления местоположения космического аппарата при помощи определения направлений на известный ориентир.

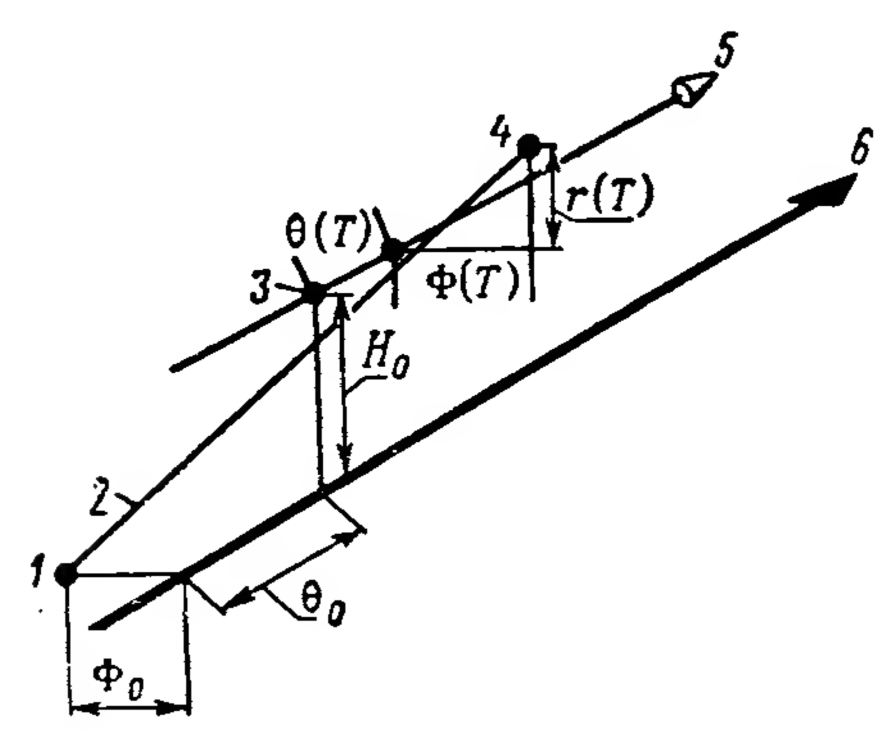


Рис. 5.4. Схема определения направлений на известный ориентир:

1 — ориентир; 2 — линия визирования ориентира; 3 — ожидаемое местоположение КЛА; 4 — фактическое местоположение КЛА; 5 — ожидаемый путь КЛА; 6 — ожидаемый след траектории КЛА на поверхности Земли

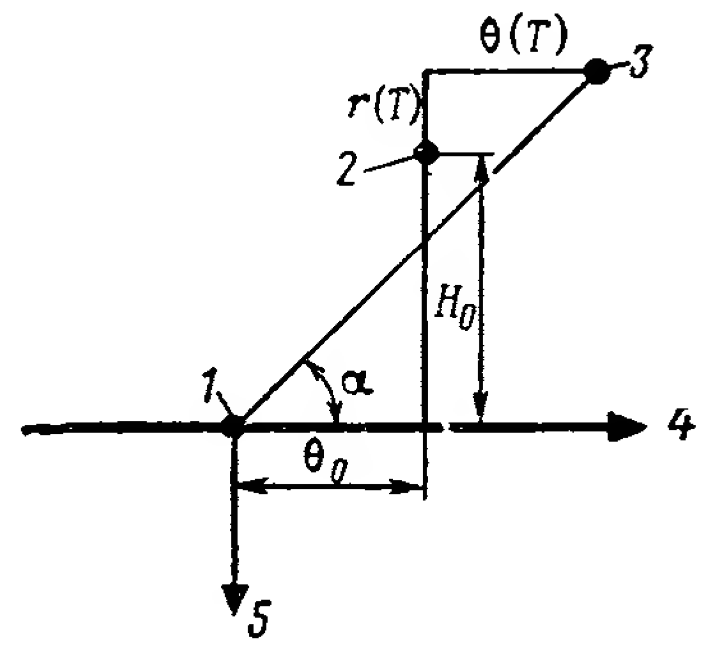


Рис. 5.5. Схема определения направлений в проекции на плоскость ожидаемой орбиты:

1 — проекция ориентира; 2 — ожидаемое местоположение КЛА; 3 — проекция фактического местоположения КЛА; 4 — местная горизонталь; 5 — местная вертикаль

Рассмотрим теперь проекцию конфигурации рис. 5.4 на плоскость, проходящую через местную вертикаль в точке ориентира перпендикулярно к ожидаемой плоскости орбиты (рис. 5.6). Очевидным является соотношение

$$\frac{\Phi_0(T) + \Phi(T)}{H_0(T) + r(T)} = \operatorname{ctg} \beta, \qquad (5.12)$$

которое служит вторым уравнением для определения местоположения космического аппарата.

В уравнениях (5.11) и (5.12) зна-

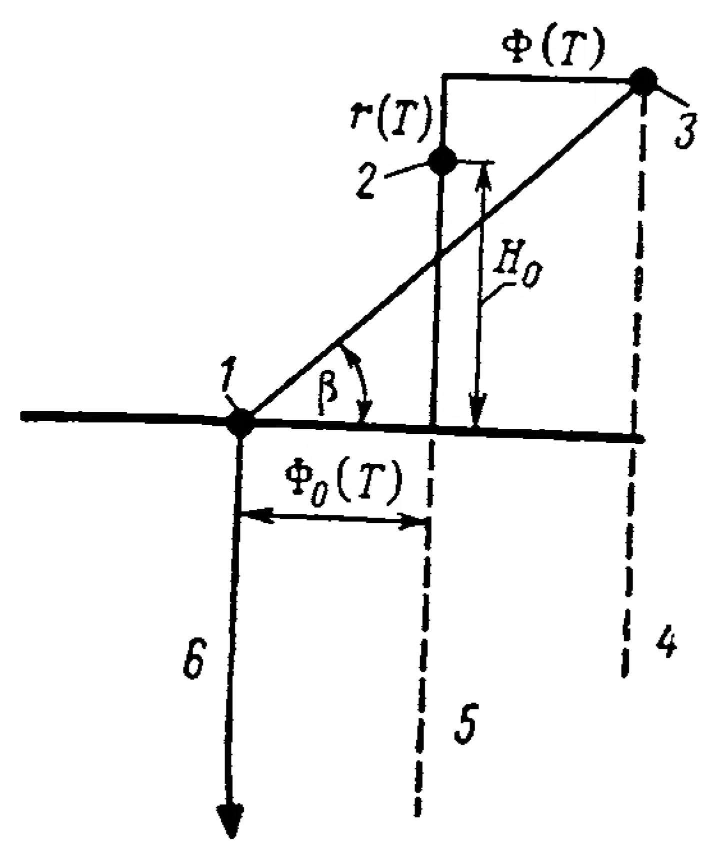


Рис. 5.6. Схема определения направлений в проекции на плоскость, перпендикулярную плоскости орбиты:

1 — ориентир; 2 — ожидаемое местоположение КЛА; 3 — фактическое местоположение КЛА; 4 — фактическая плоскость орбиты; 5 — ожидаемая плоскость орбиты; 6 — местная вертикаль

менатель всегда существенно больше нуля, и они удобны для практического применения.

Предположим, что сопровождение ориентира возможно в пределах, когда угол, образуемый линией визирования ориентира и вертикалью в точке ориентира, меньше 45°. Тогда длительность сопровождения ориентира с космического аппарата при высоте орбиты порядка 150 *км* не превысит 40 *сек*. Ее точное значение определяется удалением следа траектории от ориентира.

Пусть в момент времени T_1 произведен захват ориентира на сопровождение. Для этого момента можно написать два уравнения (5.11) и (5.12) с тремя неизвестными $r(T_1)$, $\theta(T_1)$ и $\Phi(T_1)$. В момент времени $t>T_1$ эти величины примут значения $r(t)$, $\theta(t)$ и $\Phi(t)$. Выразив их через значения неизвестных в момент времени T_1, получим соотношения

$$\theta(t)=\theta(T_1)+\omega(T_1)(t-T_1); \qquad (5.13, а)$$

$$r(t)=r(T_1)+\dot{r}(T_1)(t-T_1)+r_0\omega_0\theta(T_1)(t-T_1); \qquad (5.13, б)$$

$$\Phi(t)=\Phi(T_1)+\dot{\Phi}(T_1)(t-T_1). \qquad (5.13, в)$$

Подставив эти выражения в (5.11) и (5.12), будем иметь уравнения для решения орбитальной навигационной задачи:

$$\theta(T_1)+(t-T_1)\omega(T_1)-\operatorname{ctg}\alpha(t)\,r(T_1)-\operatorname{ctg}\alpha(t)(t-T_1)\times$$
$$\times[\dot{r}(T_1)+r_0\omega_0\theta(T_1)]=H_0(t)\operatorname{ctg}\alpha(t)-\theta_0(t); \qquad (5.14, а)$$

$$\Phi(T_1)+(t-T_1)\dot{\Phi}(T_1)-\operatorname{ctg}\alpha(t)\,r(T_1)-$$
$$-\operatorname{ctg}\alpha(t)\,(t-T_1)\,[\dot{r}(T_1)+r_0\omega_0\theta(T_1)]=$$
$$=H_0(t)\operatorname{ctg}\beta(t)-\Phi_0(t). \qquad (5.14, б)$$

Для решения системы уравнений (5.14, *а*) и (5.14, *б*) необходимо определить направления на один известный ориентир с четырех точек орбиты. Три измерения позволяют получить шесть уравнений с шестью неизвестными, но эти уравнения не будут независимыми.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ НА НЕИЗВЕСТНЫЙ ОРИЕНТИР

Если координаты наземного ориентира неизвестны, решение навигационной задачи основывается на измерении приращений угла визирования во время прохождения космического аппарата над ориентиром. Положим, что космонавт в состоянии начать пеленгование какого-либо различимого на земной поверхности, но неизвестного пункта, когда угол между номинальным (или содержащимся в вычислителе) вектором скорости и линией визирования примерно равен 45°. Фактическое значение этого угла зависит от мастерства космонавта и величины ошибки в продольном направлении, накопленной навигационной системой к моменту проведения измерений.

Рассмотрим рис. 5.7 и 5.8; конфигурация рис. 5.8 является проекцией конфигурации рис. 5.7 на плоскость орбиты. Следует определить ошибки $r(T_1)$, $\dot{r}(T_1)$, $\theta(T_1)$, $r_0\omega(T_1)$, $\Phi(T_1)$ и $\dot{\Phi}(T_1)$ в момент времени T_1 пеленгования неизвестного ориентира. Из дальнейшего будет ясно, что слежение за одним неизвестным ориентиром еще не позволяет вычислить все эти ошибки. Чтобы определить параметры орбиты, необходимо использовать для измерений не менее четырех неизвестных ориентиров.

Обозначим через S_0 расстояние между точкой начала сопровождения ориентира и точкой пересечения вектора скорости с

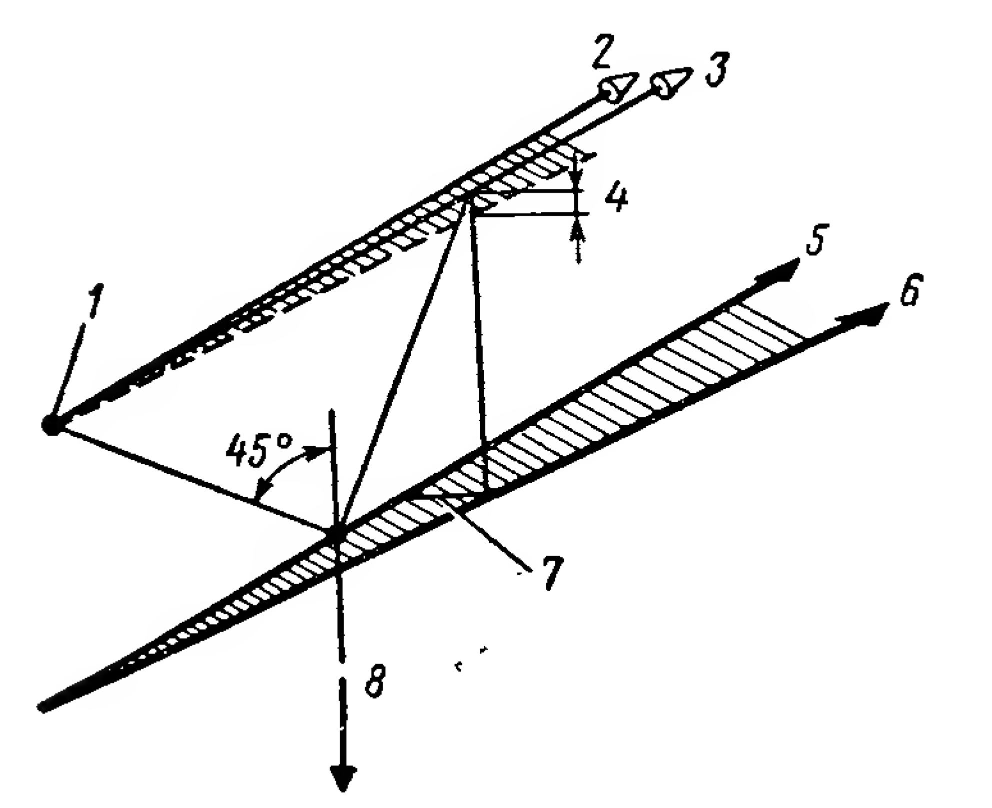


Рис. 5.7. Схема определения направления на неизвестный ориентир:

1 — точка захвата ориентира; 2 — ожидаемая траектория КЛА; 3 — фактическая траектория КЛА; 4 — ΔH после захвата ориентира; 5 — предполагаемый след траектории; 6 — фактический след траектории; 7 — $\Delta\Phi$ после захвата ориентира; 8 — местная вертикаль в точке ориентира

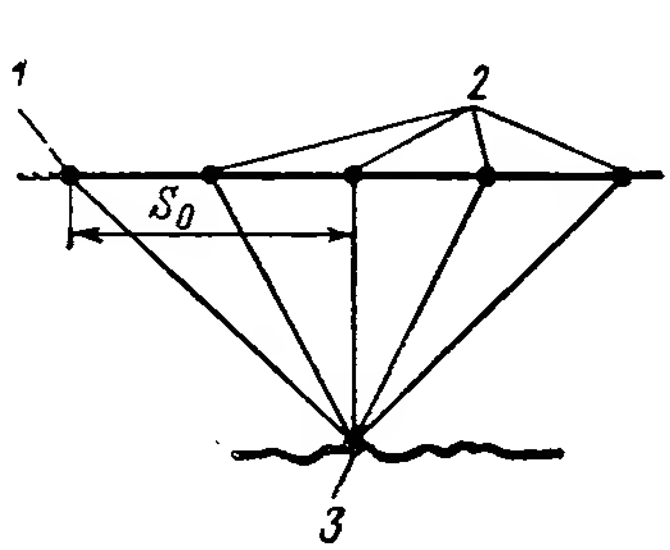


Рис. 5.8. Схема сопровождения ориентира с номинальной траектории:

1 — точка захвата ориентира; 2 — точки сопровождения; 3 — ориентир

проекцией вертикали, проходящей через ориентир (рис. 5.8). Для любого времени τ после момента T_1 будет иметь место соотношение

$$\operatorname{ctg} \alpha_c = \frac{S_0 - r_0\omega_0\tau}{H_0}, \tag{5.15}$$

где α_c — расчетный пеленг ориентира [1].
Его значения нужно сравнить с фактическими пеленгами, полученными во время измерений.

Рассмотрим случай, когда имеется высотная ошибка местоположения космического аппарата $r(T_1)$. Легко убедиться, что на результаты измерений эта ошибка оказывает такое же влияние,

[1] Определяемый из условия, что отклонения параметров орбиты от расчетных значений равны нулю. Это соотношение, разумеется, сугубо приближенное и предполагает, что траектория движения на участке измерений — прямая линия, а след ее проходит через ориентир. *Прим. пер.*

как и неопределенность высоты ориентира (рис. 5.9). Для любого времени τ после момента T_1 фактический пеленг ориентира определяется выражением

$$\operatorname{ctg} \alpha_a = \frac{S_0 - r_0 \omega_0 \tau}{H_0 + r(T_1) - \Delta H} + \frac{\operatorname{ctg} \alpha(0) [r(T_1) - \Delta H]}{H_0 + r(T_1) - \Delta H}, \tag{5.16}$$

где ΔH — неопределенность высоты ориентира;

α_a — фактический пеленг ориентира;

$\alpha(0)$ — пеленг ориентира в момент $\tau = 0$.

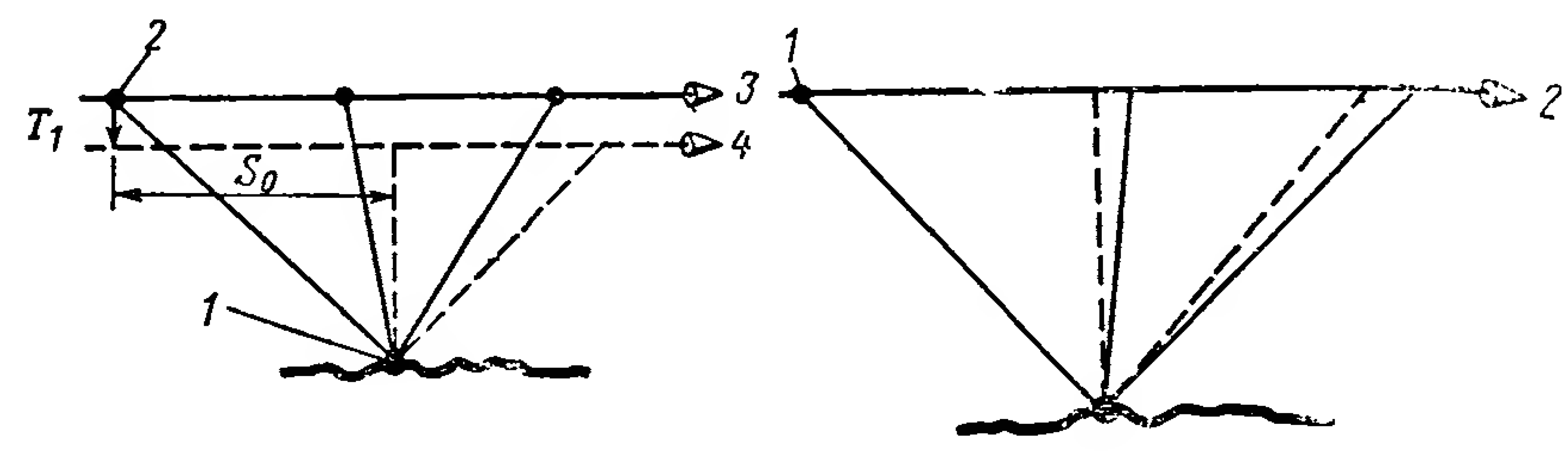


Рис. 5.9. Схема сопровождения ориентира при наличии ошибки в высоте КЛА или ориентира:

1 — ориентир; *2* — точка захвата ориентира; *3* — фактическая траектория; *4* — ожидаемая траектория; ——— — фактическая линия визирования; — — — — ожидаемая линия визирования

Рис. 5.10. Схема сопровождения при наличии ошибки тангенциальной составляющей скорости:

1 — точка захвата ориентира; *2* — траектория КЛА; — — — — — ожидаемый пеленг; ——————— — фактический пеленг

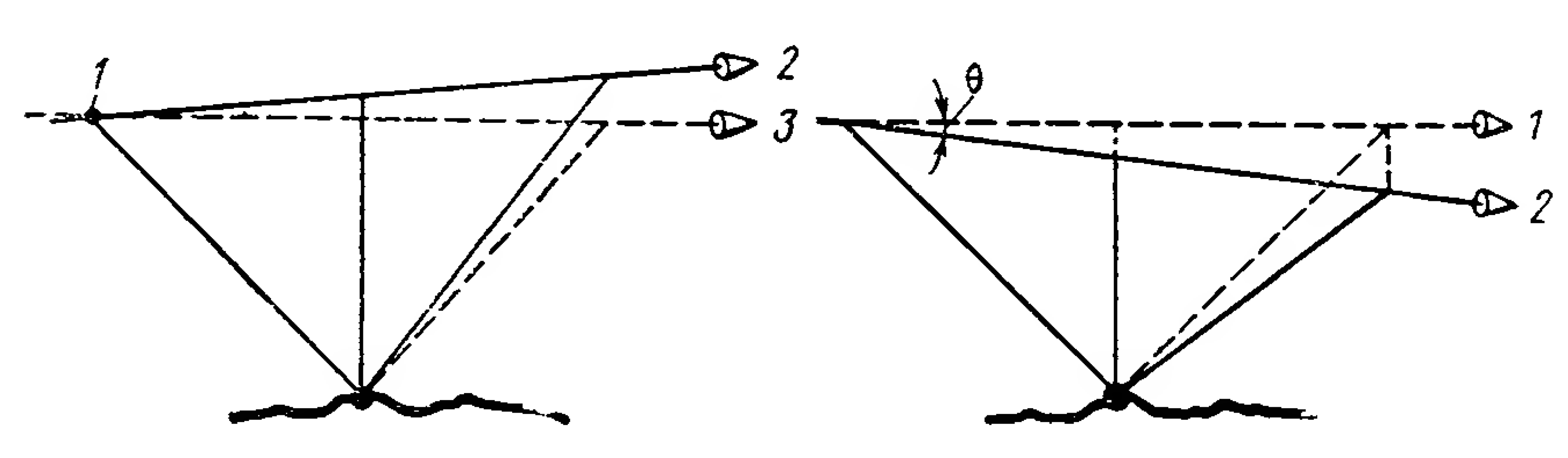


Рис. 5.11. Схема сопровождения при наличии ошибки вертикальной составляющей скорости:

1 — точка захвата ориентира; *2* — фактическая траектория КЛА; *3* — ожидаемая траектория КЛА; — — — — — ожидаемый пеленг; ——— — фактический пеленг

Рис. 5.12. Схема сопровождения при наличии ошибки местоположения КЛА в орбитальном направлении:

1 — ожидаемая траектория КЛА; *2* — фактическая траектория КЛА

Если в момент начала измерений имеет место ошибка $\omega(T_1)$, фактический пеленг ориентира (рис. 5.10) определяется соотношением

$$\operatorname{ctg} \alpha_a = \frac{S_0 - [\omega_0 + \omega(T_1)] r_0 \tau}{H_0}. \tag{5.17}$$

Схема сопровождения ориентира при наличии начальной ошибки вертикальной составляющей скорости приведена на рис. 5.11. Фактический пеленг определяется соотношением

$$\operatorname{ctg}\alpha_a=\frac{S_0-r_0\omega_0\tau}{H_0+\dot r(T_1)\tau}. \qquad (5.18)$$

Влияние начальной ошибки местоположения космического аппарата в продольном направлении аналогично действию ошибки вертикальной составляющей вектора скорости. При этом **в момент** T_1 направление фактического вектора скорости отличается от вычисленного на угол $\theta(T_1)$, как показано на рис. 5.12. Выражение для определения фактического пеленга α_a **в** любой момент времени τ в этом случае имеет вид

$$\operatorname{ctg}\alpha_a=\frac{S_0-r_0\omega_0\tau}{H_0-\theta(T_1)\,r_0\omega_0\tau}. \qquad (5.19)$$

Уравнения (5.16), (5.17), (5.18), (5.19) могут быть линеаризованы, так как члены, содержащие ошибки, малы. Для линеаризации используем линейное приближение типа

$$\frac{1}{1+\delta}\approx 1-\delta,$$

где δ существенно меньше единицы. Тогда уравнения (5.16), (5.17) (5.18), (5.19) с учетом соотношения $S_0=H_0\operatorname{ctg}\alpha(0)$ примут вид

$$\operatorname{ctg}\alpha_a=\frac{S_0-r_0\omega_0\tau}{H_0}+\frac{r_0\omega_0\tau\,[r(T_1)-\Delta H]}{H_0^2}; \qquad (5.20)$$

$$\operatorname{ctg}\alpha_a=\frac{S_0-r_0\omega_0\tau}{H_0}-\frac{\omega(T_1)\,r_0}{H_0}\tau; \qquad (5.21)$$

$$\operatorname{ctg}\alpha_a=\frac{S_0-r_0\omega_0\tau}{H_0}-\frac{S_0\dot r(T_1)}{H_0^2}\tau+\frac{r_0\omega_0\dot r(T_1)}{H_0^2}\tau^2; \qquad (5.22)$$

$$\operatorname{ctg}\alpha_a=\frac{S_0-r_0\omega_0\tau}{H_0}+\frac{S_0r_0\omega_0\theta(T_1)}{H_0^2}\tau-\frac{r_0^2\omega_0^2\theta(T_1)}{H_0^2}\tau^2. \qquad (5.23)$$

Первый член правой части всех четырех уравнений представляет собой $\operatorname{ctg}\alpha_c$. Тогда в общем случае можно записать:

$$\operatorname{ctg}\alpha_a-\operatorname{ctg}\alpha_c=\frac{1}{H^2}\{r_0\omega_0[r(T_1)-\Delta H]-H_0r_0\omega(T_1)-$$

$$-S_0[\dot r(T_1)-r_0\omega_0\theta(T_1)]\}\tau+\frac{r_0\omega_0}{H_0^2}[\dot r(T_1)-r_0\omega_0\theta(T_1)]\tau^2. \qquad (5.24)$$

Анализ возможных значений членов уравнения (5.24) показывает, что членом, содержащим $r_0\omega(T_1)$, можно пренебречь. Тогда получим сравнительно простое выражение:

$$\operatorname{ctg}\alpha_a-\operatorname{ctg}\alpha_c=\frac{1}{H^2}\{r_0\omega_0[r(T_1)-\Delta H]+S_0[r_0\omega_0\theta(T_1)-$$

$$- \dot{r}(T_1)]\} \tau + \frac{r_0\omega_0}{H_0^2} [\dot{r}(T_1) - r_0\omega_0\theta(T_1)] \tau^2. \qquad (5.25)$$

Для определения боковых ошибок траектории космического аппарата рассмотрим проекцию приведенной на рис. 5.7 конфигурации на плоскость, перпендикулярную ожидаемому вектору скорости и проходящую через ориентир. Как видно из рис. 5.13, пеленгование ориентира в этой плоскости не выявляет боковую ошибку Ф непосредственно. Однако оно позволяет получить ин-

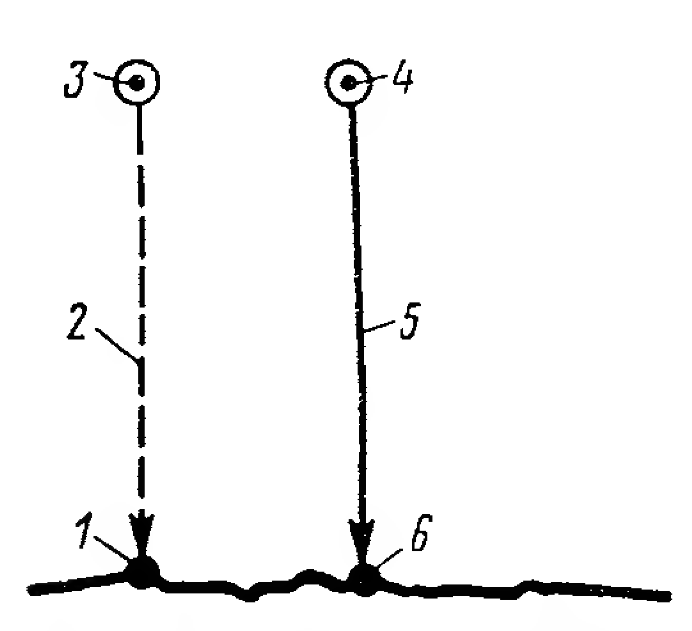


Рис. 5.13. Схема сопровождения при наличии боковой ошибки местоположения КЛА:

1 — ожидаемое положение ориентира; 2 — ожидаемый пеленг; 3 — ожидаемый вектор скорости; 4 — фактический вектор скорости; 5 — фактический пеленг; 6 — фактическое положение ориентира

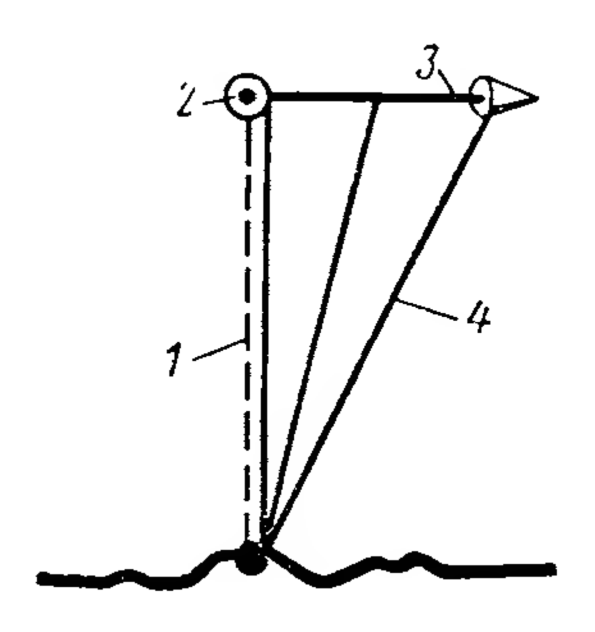


Рис. 5.14. Схема сопровождения при наличии боковой составляющей скорости:

1 — ожидаемый пеленг; 2 — ожидаемый вектор скорости; 3 — фактический вектор скорости; 4 — фактический пеленг

формацию о боковой составляющей вектора скорости (рис. 5.14). Чтобы определить $\dot{\Phi}$, необходимо знать две переменные величины, фигурирующие при анализе ошибок в плоскости орбиты:

— расстояние между вектором скорости и ориентиром (т. е. разность ошибок $r(T_1)$ и ΔH, но не каждую из них порознь);

— разность ошибки вертикальной составляющей вектора скорости и ошибки в продольном направлении.

Эти величины определяются с помощью уравнения (5.25). Схема проведения измерений представлена на рис. 5.15. Угол β между ожидаемой линией визирования ориентира и фактической определяется выражением

$$\sin\beta = \frac{\dot{\Phi} r_0 \tau}{H_0 + r(T_1) - \Delta H + [\dot{r}(T_1) + r_0\omega_0\theta(T_1)]\tau}. \qquad (5.26)$$

При конкретных параметрах орбиты последний член знаменателя в равенстве (5.26) существенно меньше H_0 (или, возможно,

суммы остальных членов) и им можно пренебречь. Принимая, кроме того, во внимание малость угла β, положим $\sin\beta \approx \beta$. Запишем выражение для определения $\dot{\Phi}$:

$$\dot{\Phi} = \frac{\beta(\tau)\,[H_0 + r(T_1) - \Delta H]}{r_0\tau}. \qquad (5.27)$$

Выражения (5.25) и (5.27) являются основными уравнениями при вычислении параметров орбиты с помощью определения направлений на неизвестные ориентиры.

Таким образом, определение направлений на неизвестные ориентиры позволяет получить информацию лишь о векторе скорости космического аппарата в отличие от измерений по известному ориентиру. Измерения по одному неизвестному ориентиру позволяют составить одно уравнение с четырьмя неизвестными в плоскости орбиты. Поэтому для получения четырех уравнений с четырьмя неизвестными необходимо провести измерения по четырем ориентирам. Для определения боковых ошибок достаточно двух измерений по двум ориентирам. Результаты двух остальных измерений могут использоваться в качестве избыточной информации для уточнения результата.

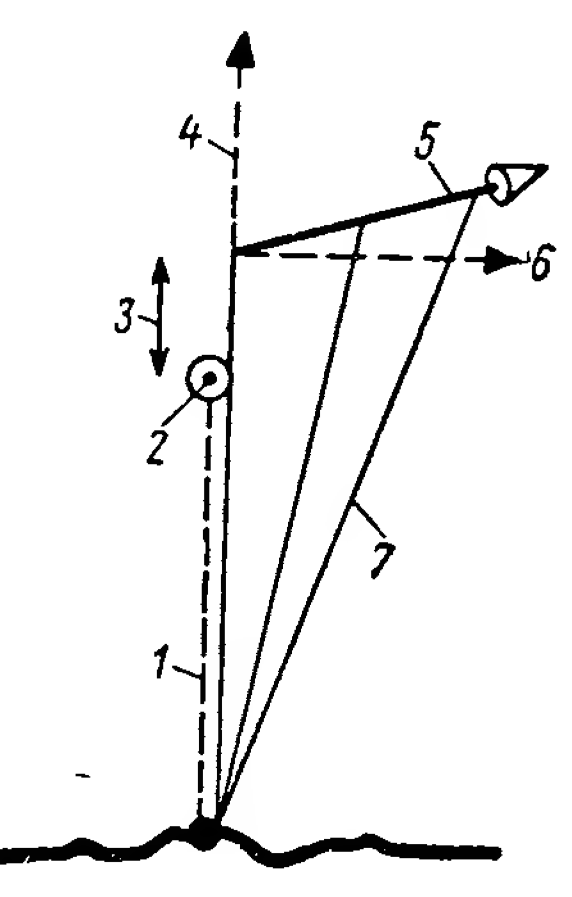


Рис. 5.15. Схема сопровождения при наличии ошибок боковой и вертикальной составляющих вектора скорости и ошибки по высоте:

1 — ожидаемый пеленг; *2* — ожидаемый вектор скорости; *3* — ошибка по высоте; *4* — продольная составляющая; *5* — фактический вектор скорости; *6* — боковая составляющая; *7* — фактический пеленг

ИЗМЕРЕНИЕ УГЛОВ ВОЗВЫШЕНИЯ НЕБЕСНЫХ СВЕТИЛ

Предположим, имеется возможность определить какими-либо средствами земной горизонт. Один из возможных способов, при помощи которого искусственный горизонт определяется на высоте примерно 30 *км* над поверхностью Земли, рассмотрен в последующих главах книги. Космонавт измеряет угол возвышения какой-либо звезды по отношению к искусственному горизонту. При этом необходимо таким образом маневрировать кораблем, чтобы плоскость, в которой производится измерение угла возвышения звезды, проходила через центр Земли. Космический аппарат во время измерений как бы находится на воображаемой плоскости, касательной к искусственному горизонту (рис. 5.16). Поскольку сфера искусственного горизонта удалена от поверхности Земли примерно на 30 *км*, угол между местной плоскостью горизонта КЛА и линией визирования искусственно-

го горизонта приблизительно равен 0,2 радиана. Предполагая для простоты поверхность Земли плоской, можно изобразить схему измерений, как показано на рис. 5.17. На схеме представлен случай, когда ошибка местоположения космического аппарата отсутствует. Угол γ образован ожидаемой плоскостью орбиты и плоскостью, проходящей через космический аппарат, звезду и центр Земли. Когда угол γ равен нулю, рассматриваемый способ измерения обладает нулевой разрешающей способностью по отношению к ошибкам Φ; когда угол $\gamma=90°$ — к ошибкам θ. Угол α — это угол, образованный вектором скорости в момент времени T_1 и плоскостью искусственного горизонта, определяемой при измерении[1].

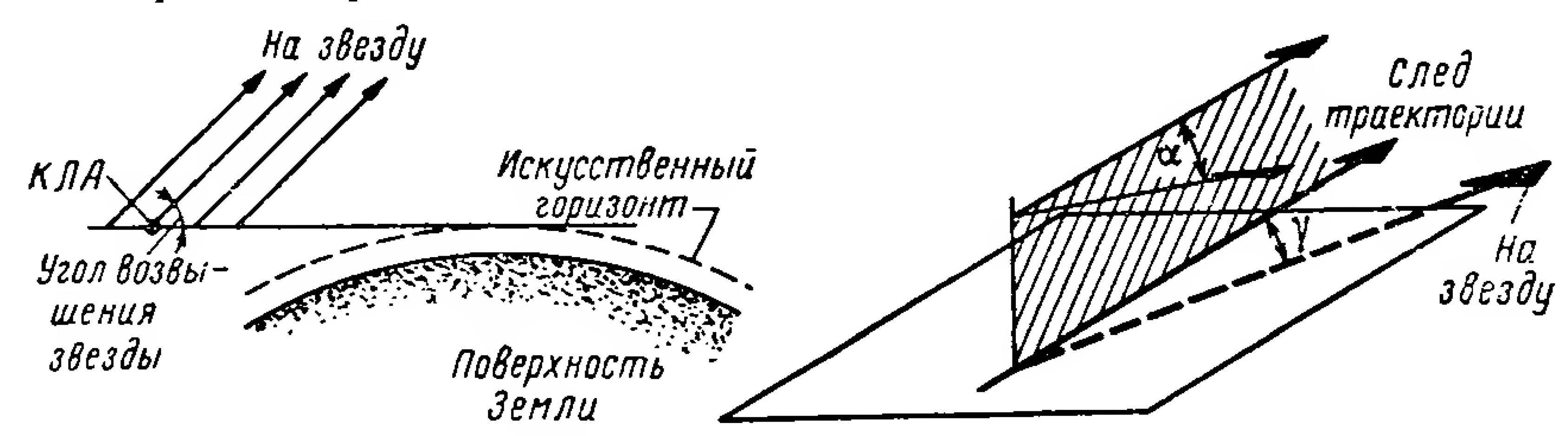


Рис. 5.16. Схема измерений угла возвышения звезды

Рис. 5.17. Геометрия измерений угла возвышения звезды

Пусть в некоторый момент времени t измеряемый угол возвышения звезды равен ожидаемому в момент T_1 углу возвышения. Если ожидаемое в момент T_1 положение КЛА принять в качестве исходного, то отклонения $r(t)$, $\theta(t)$ и $\Phi(t)$ фактического положения КЛА в момент t от исходного подчиняются уравнению

$$r(t)\cos\alpha+\theta(t)\sin\alpha\cos\gamma+\Phi(t)\sin\alpha\sin\gamma=0, \qquad (5.28)$$

которое определяет некоторую плоскость.

Подставив в это уравнение выражения (5.13, *а*), (5.13, *б*), (5.13, *в*) для $r(t)$, $\theta(t)$ и $\Phi(t)$, получим одно уравнение для ошибок, соответствующее моменту времени T_1. Таким образом, в результате одного измерения можно получить данные (угол и время) только для одного уравнения с шестью неизвестными. Чтобы определить параметры орбиты, необходимо произвести не менее шести измерений.

Угол α зависит только от высоты орбиты, а угол γ — от направления на звезду. Путем выбора звезды можно изменять разрешающую способность метода либо в пользу ошибки в продольном направлении (уменьшая γ), либо в пользу боковой ошибки (выбирая γ близким к 90°). Заданный угол возвышения звезды определяет момент времени T_1, когда космический аппарат должен пересекать плоскость, представленную уравнением (5.28).

---

[1] Точнее, это угол между плоскостью истинного горизонта в месте, где находится КЛА, и названной плоскостью искусственного горизонта. *Прим. пер.*

ИЗМЕРЕНИЯ ПО ЗАТМЕНИЮ НЕБЕСНЫХ СВЕТИЛ

Во время орбитального движения космического аппарата вокруг Земли или Луны по отношению к нему происходит восход и заход небесных светил. В момент захода какой-либо звезды, когда она затемняется диском Земли или Луны, космический аппарат пересекает поверхность цилиндра, ось которого направлена на звезду, а диаметр равен диаметру Земли или Луны. Описываемый способ измерений представляет собой большую ценность для навигации на окололунной орбите. Его использование при полетах вокруг Земли затрудняется рефракцией и ослаблением атмосферой звездного света.

Способ измерений по затмению небесных светил можно считать частным случаем измерения угла возвышения, когда угол возвышения светила равен нулю. Положение космического аппарата определяется плоскостью, представленной уравнением (5.28). Уравнение для ошибок в момент T_1 можно получить путем подстановки в соотношение (5.28) выражений (5.13, *а*), (5.13, *б*) и (5.13, *в*). Для определения параметров орбиты по этому способу также требуется проведение шести измерений.

Реализация описанных в настоящей главе способов измерений требует различных приборных средств. Их выбор определяется анализом достоинств, недостатков и ограничений применения каждого из способов. Коротко рассмотрим описанные выше способы с этой точки зрения.

1. Определение направлений на известный ориентир.

Достоинства:

— высокая разрешающая способность по отношению к ошибкам;
— умеренные требования к точности и возможность использования для измерений искусственных ориентиров на дневной и ночной сторонах планеты.

Недостатки:

— ориентиры должны быть легко и однозначно распознаваемы;
— ориентиры могут быть закрыты облаками;
— потребность в большом числе навигационных карт;
— необходимость проведения работ по привязке ориентиров;
— сомнительные перспективы применения на окололунных орбитах ввиду отсутствия хороших карт Луны;
— необходимость наличия на борту средств, реализующих базовые направления (т. е. инерциальной системы).

2. Определение направлений на неизвестные ориентиры.

Достоинства:

— приемлемая разрешающая способность;
— возможность использования любых ориентиров на дневной стороне Земли и огней на ночной;

— карты не требуются;
— возможность применения для навигации на окололунных орбитах, в том числе над обратной стороной Луны.

Недостатки:

— сравнительно высокие требования к точности аппаратуры;
— необходимость прибора начала отсчета (т. е. инерциальной системы).

3. Измерение углов возвышения небесных светил.

Достоинства:

— приемлемая разрешающая способность;
— не требуются базовые направления.

Недостатки:

— высокие требования к точности аппаратуры;
— возможность применения только на дневной стороне Земли или Луны;
— необходимость автоматического фотометра и устройства для сопровождения звезды.

4. Измерения по затмению небесных светил.

Достоинства:

— хорошая разрешающая способность;
— не требуется специальная аппаратура.

Недостатки:

— возможность применения только на окололунных орбитах.

ГЛАВА 5.2. НАВИГАЦИЯ ПРИ ПЕРЕЛЕТАХ ОТ ЗЕМЛИ К ЛУНЕ И ОБРАТНО

После вывода космического корабля на траекторию перелета не выполняются соотношения (5.4) и (5.5), которые использовались для линеаризации уравнений ошибок. Здесь, как и при орбитальных полетах, могут применяться и с успехом используются для навигации измерения с помощью наземных средств. Однако в настоящей главе рассматриваются лишь способы определения места КЛА с помощью бортовых навигационных измерений.

СПОСОБЫ ИЗМЕРЕНИЙ

На траектории перелета для навигационных наблюдений могут применяться оптические приборы. Однако требования к точности измерений на этих участках неизмеримо выше требований к точности орбитальных навигационных измерений. И угломерные измерения с реализацией базовых направлений с помощью инерциальной системы не могут обеспечить эти требования.

Ошибки измерений порядка миллирадиана вызывают ошибки определения местоположения космического аппарата на геоцентрической орбите порядка 0,15—0,20 *км* (см. рис. 5.4 и 5.5). Но для расстояний порядка 100 000 *км* и более такой точности угловых измерений недостаточно.

На расстояниях от Земли, сравнимых с дистанцией до Луны, в качестве ориентиров можно использовать какие-либо очертания рельефа земной и лунной поверхности, а также планеты солнечной системы. Земные и лунные ориентиры дают более высокую точность, чем планеты, так как расстояние до планет больше.

Следующей немаловажной особенностью является крайне медленное изменение углов при пеленговании ориентиров или измерении углов возвышения на межпланетных участках. Скорость изменения этих углов при орбитальном полете достигает нескольких градусов в секунду (см. рис. 5.4 или 5.7). На траектории перелета она измеряется дуговыми секундами в секунду, а это позволяет космонавту выделять достаточно времени для проведения каждого измерения.

В этой главе будут рассмотрены следующие способы измерений:

— измерение углов «звезда — ориентир»,
— измерение углов возвышения звезд,
— измерения по звездному затмению.

Измерения по первым двум способам являются угломерными и выполняются при помощи секстантов. При каждом отдельном навигационном измерении должен определяться с весьма высокой точностью один угол. Выполнение измерений по третьему способу при затмении звезды лунным диском не требует специальной аппаратуры. А для определения момента покрытия звезды Землей нужны сравнительно точные данные о затухании света звезды в атмосфере и специальный фотометр. В оптической системе проекта «Аполлон» такой прибор не предусмотрен.

ИЗМЕРЕНИЕ УГЛОВ «ЗВЕЗДА — ОРИЕНТИР»

Одно точное измерение по этому способу определяет поверхность воображаемого конуса, на которой находится в момент измерения КЛА (рис. 5.18). Линия визирования ориентира задает образующую конуса, вершина его совмещена с ориентиром, а ось параллельна направлению на выбранную звезду. Измеряется угол между осью и образующей конуса. Если провести аналогичные измерения в той же плоскости, пользуясь тем же ориентиром, но другой звездой, получим еще один конус, касательный к первому (рис. 5.19). Прямая, соединяющая космический аппарат и ориентир, является общей образующей обоих конусов. Однако ее положение определяется с плохой точностью, ибо в интересующей нас окрестности линии визирования конические поверхности можно аппроксимировать плоскостями (при расстоянии до ори-

ентира, превышающем 20 000 *км*, и угле «звезда — ориентир» более 5°). Для исключения неопределенности линии положения космического аппарата звезды следует выбирать таким образом, чтобы относительное расположение плоскостей, в которых предполагается проведение измерений углов «звезда — ориентир», было близко к взаимно перпендикулярному. Геометрическим местом точек местоположения космического аппарата будет

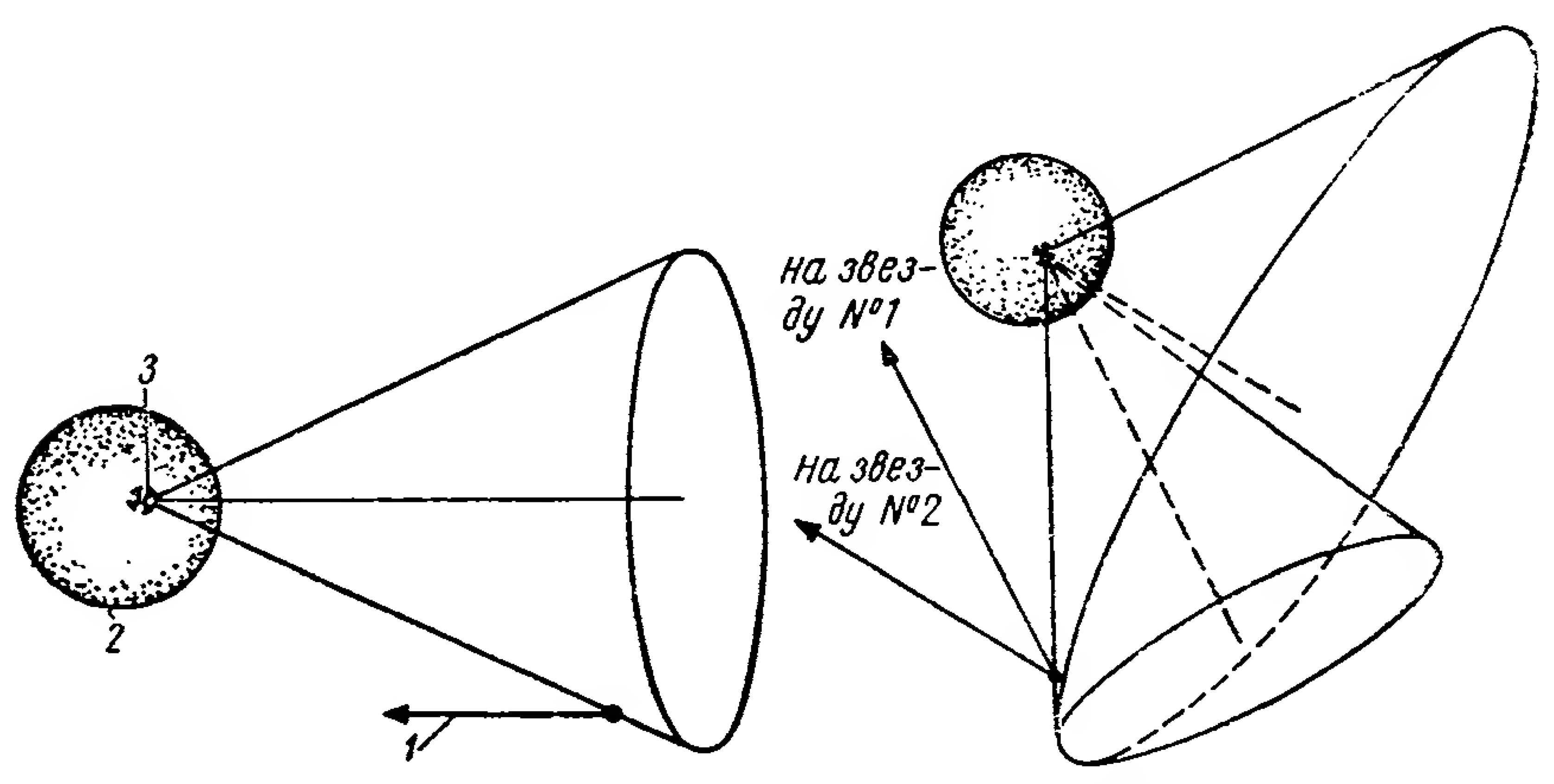


Рис. 5.18. Схема измерений угла «звезда — ориентир»:
1 — на звезду; *2* — Земля или Луна; *3* — ориентир

Рис. 5.19. Образование конических поверхностей при измерении углов между направлением на ориентир и направлением на две звезды

линия пересечения двух конических поверхностей (рис. 5.20). Использование для измерений трех и более звезд дает избыточную информацию о положении этой линии. Для исключения неопределенности нахождения космического аппарата на линии пересечения конусов необходимо провести аналогичные измерения с использованием другого ориентира.

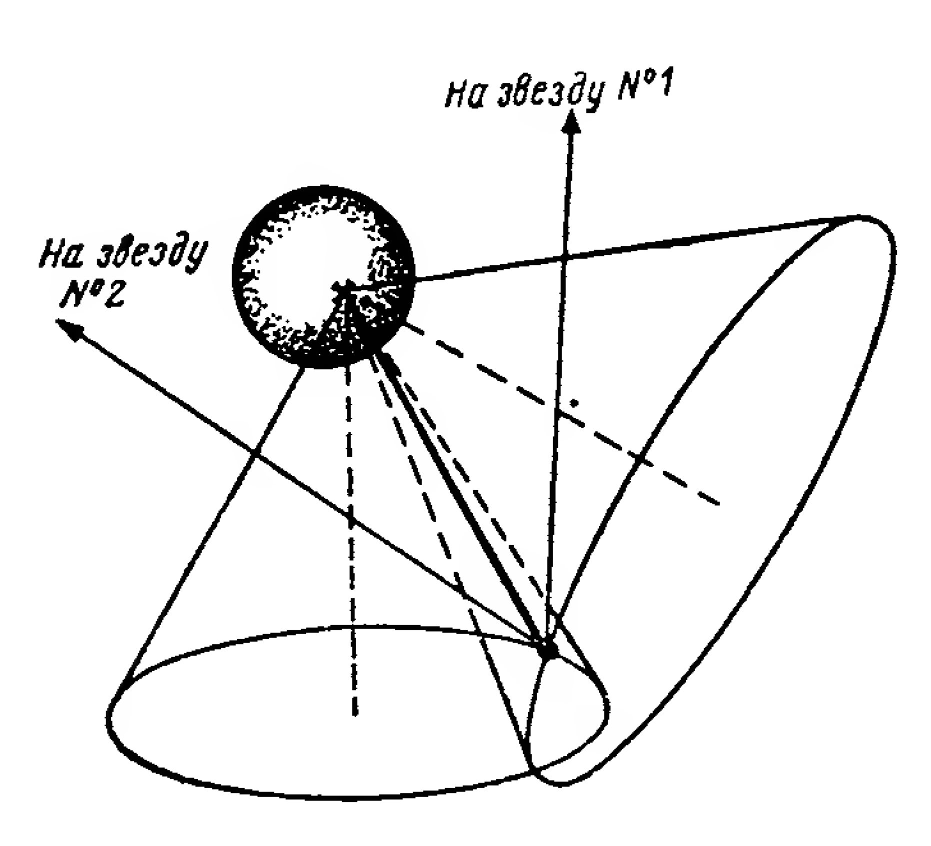


Рис. 5.20. Пересечение конических поверхностей при измерениях «звезда — ориентир»

Предположим, что космонавт в состоянии различать наземный ориентир до тех пор, пока угол между линией визирования и вертикалью в точке ориентира остается меньше 45°. Тогда при расстоянии около 20 000 *км* от Земли ошибка определения местоположения космического аппарата

составит примерно 0,4 *км* на одну дуговую секунду ошибки измерения. Однако на удалениях порядка 100 000 *км* информативность измерений по двум ориентирам незначительно больше, чем по одному. На траектории перелета безразлично, какой ориентир на Земле или Луне выбирается для измерений; важно, чтобы было известно его местоположение и чтобы он не был закрыт облаками.

ИЗМЕРЕНИЕ УГЛОВ ВОЗВЫШЕНИЯ ЗВЕЗД

Предположим, что с КЛА можно различить некоторую подходящую видимую линию земного горизонта (лунный горизонт легко выделяется по лунному диску). Для измерения угла воз-

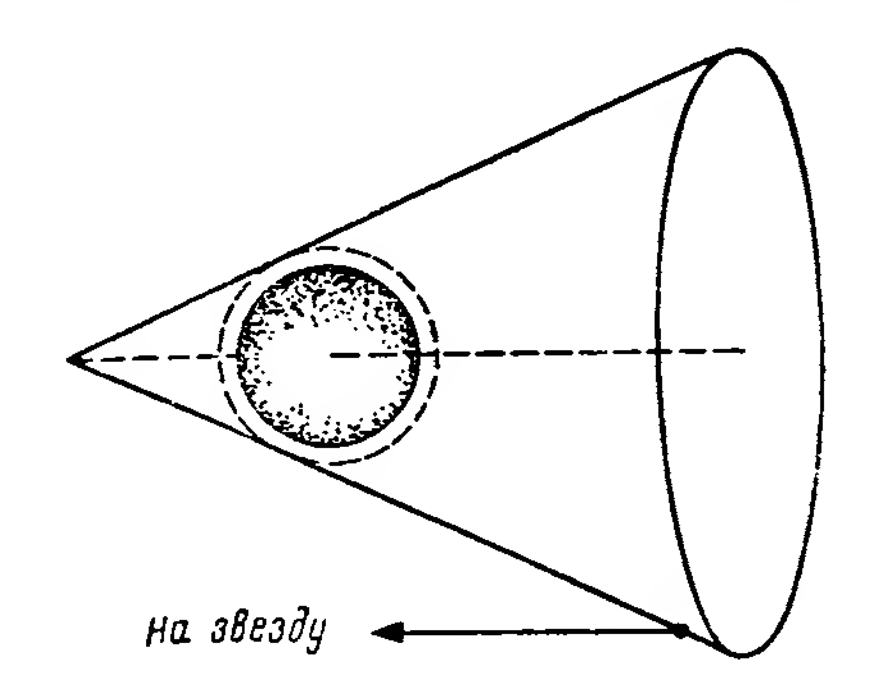


Рис. 5.21. Схема измерений угла возвышения звезды

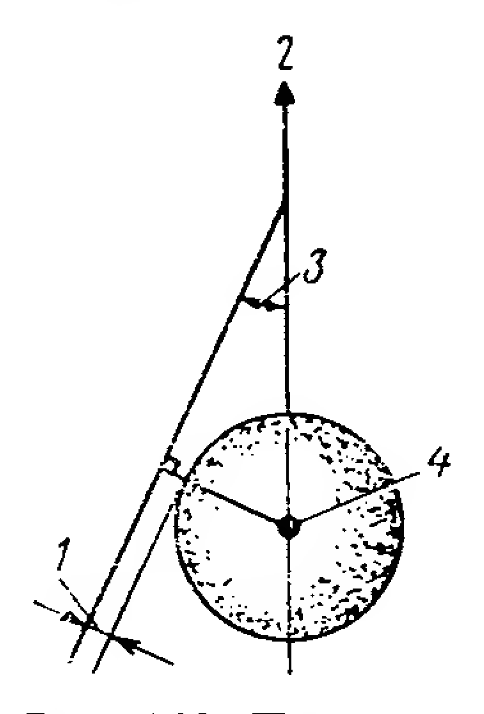


Рис. 5.22. Положение вершины конуса при измерениях угла возвышения звезды:

1 — высота искусственного горизонта; *2* — на звезду; *3* — угол возвышения звезды; *4* — центр Земли или Луны

вышения какой-либо звезды по отношению к горизонту космонавт должен управлять космическим аппаратом таким образом, чтобы плоскость измеряемого угла была перпендикулярна к горизонту. Одно измерение определяет поверхность воображаемого конуса, на которой в момент отсчета находится КЛА (рис. 5.21). Ось этого конуса параллельна направлению на звезду, а угол между осью и образующей равен углу возвышения звезды. Местоположение вершины конуса определяется высотой линии видимого горизонта над поверхностью Земли (рис. 5.22).

Следует отметить, что принципы определения места КЛА по углу возвышения звезды и по углу «звезда — ориентир» почти идентичны. Отличие состоит только в способе нахождения положения вершин конусов, поверхности которых определяют место КЛА.

ИЗМЕРЕНИЕ МОМЕНТОВ ЗАТМЕНИЯ ЗВЕЗД

В момент покрытия выбранной для измерения звезды земным или лунным диском космический аппарат пересекает поверхность воображаемого цилиндра, ось которого проходит через центр Земли или Луны, а диаметр равен диаметру земного или лунного диска соответственно (рис. 5.23).

Отметим, что геометрия измерений здесь полностью задается положением траектории КЛА относительно Земли или Луны — космонавт не может выбирать ее по своему желанию. Однако

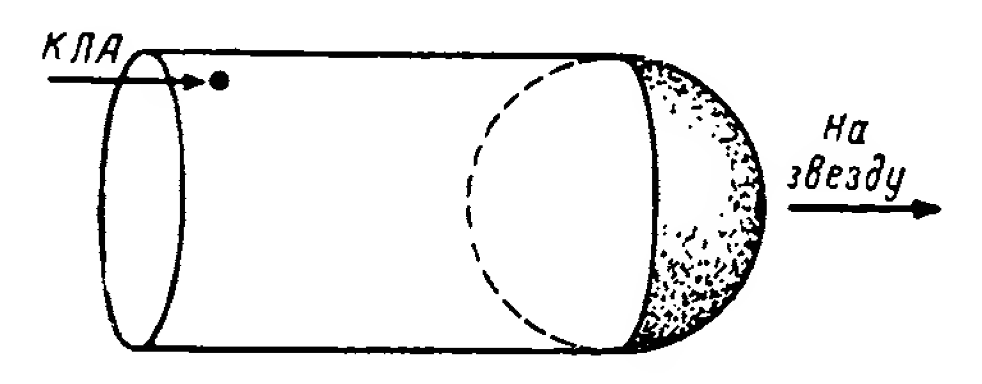


Рис. 5.23. Схема измерений по звездному затмению

этот способ измерений обладает тем достоинством, что для их выполнения не требуется никакой специальной аппаратуры. Нужен только инструмент, чтобы засечь момент покрытия звезды.

РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТА КЛА ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ ИЛИ ЛУНЫ

Если удаление КЛА от Земли или Луны не превышает 20 000 *км*, имеется возможность повысить точность определения места за счет измерения углов возвышения звезд вначале по отношению к одному горизонту, а затем — к другому (угол между двумя горизонтами достаточно велик для указанного расстояния). С точки зрения расхода топлива очень важно определить с высокой точностью ошибки вывода в самом начале межпланетного участка.

Предположим, что в конце выведения есть ошибка величины вектора скорости КЛА. Это вызовет отклонение его пути от номинального (рис. 5.24); для наглядности изображения отклонение здесь преувеличено. В результате отклонения траектории фактические углы возвышения звезд Φ_a и ψ_a будут отличаться от ожидаемых Φ_e и ψ_e. Отклонения траектории могут быть вызваны и другими ошибками: ошибкой по высоте, ошибкой направления вектора скорости и ошибкой местоположения космического аппарата в продольном направлении. Во всех этих случаях будет иметь место отличие фактических углов возвышения от ожидаемых. При заданных начальных ошибках выведения разности

между фактическими и номинальными углами зависят от времени (рис. 5.25, 5.26, 5.27 и 5.28).

Если начальная ошибка равна 1 *км* при удалении КЛА от центра Земли на 30 000 *км* (~100 *мин* после вывода), то разрешающие способности измерений по одному и другому горизон-

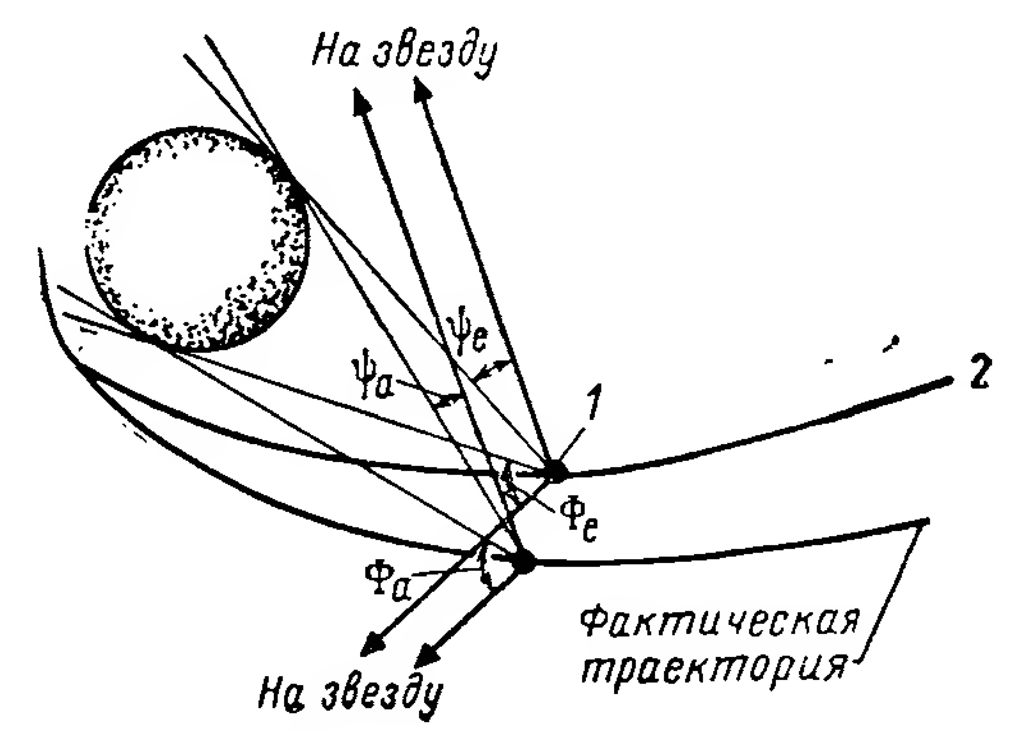


Рис. 5.24. Схема измерения углов возвышения звезд по отношению к двум горизонтам:
1 — ожидаемое местоположение КЛА в момент T;
2 — расчетная траектория

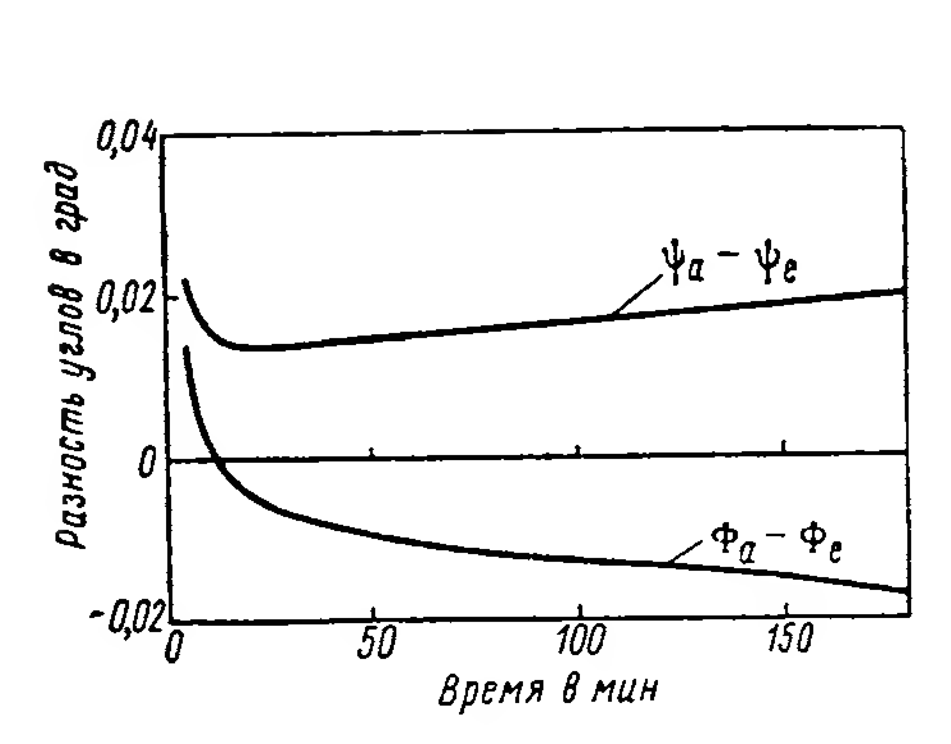


Рис. 5.25. График изменения углов возвышения звезд, вызываемого начальной ошибкой по высоте 1 *км*

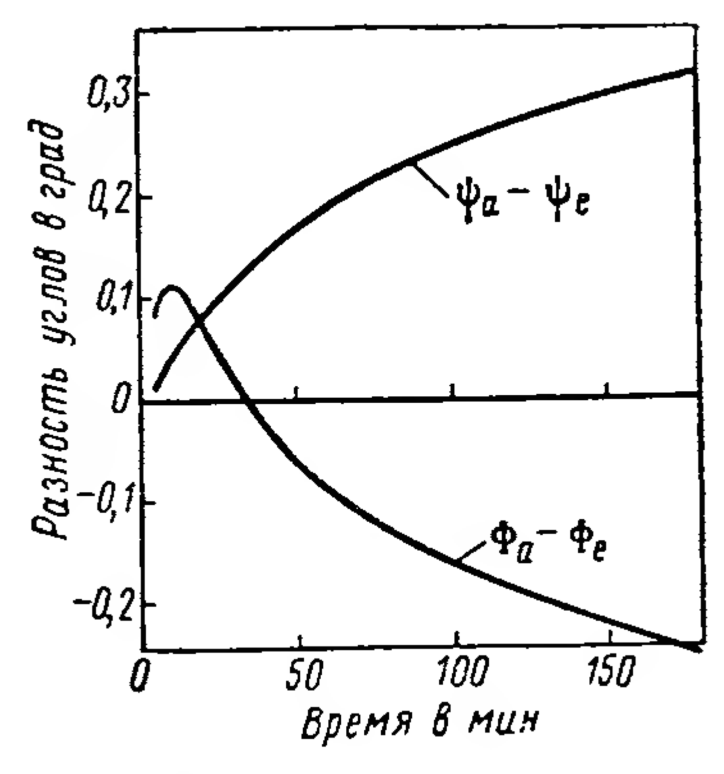


Рис. 5.26. График изменения углов возвышения звезд, вызываемого начальной ошибкой скорости 1 *км/час*

там становятся почти идентичными (рис. 5.25). К аналогичному заключению можно прийти после рассмотрения графиков на рис. 5.26 (о разрешающей способности при наличии ошибки величины скорости) и рис. 5.27 (о разрешающей способности при наличии ошибки в направлении вектора скорости). При ошибке местоположения космического аппарата в продольном направлении (см. гл. I) эллиптическая траектория поворачивается на

угол θ. В этом случае разрешающая способность измерений в начальной части межпланетного участка постоянна (см. рис. 5.28).

Если в течение первых полутора часов полета не проводились навигационные наблюдения (вследствие занятости космонавта решением других задач или из-за препятствий, вызванных прохождением через радиационные пояса), космонавту или вычислительному прибору следует использовать в качестве ориентира очертания рельефа земной или лунной поверхности. Выбор спе-

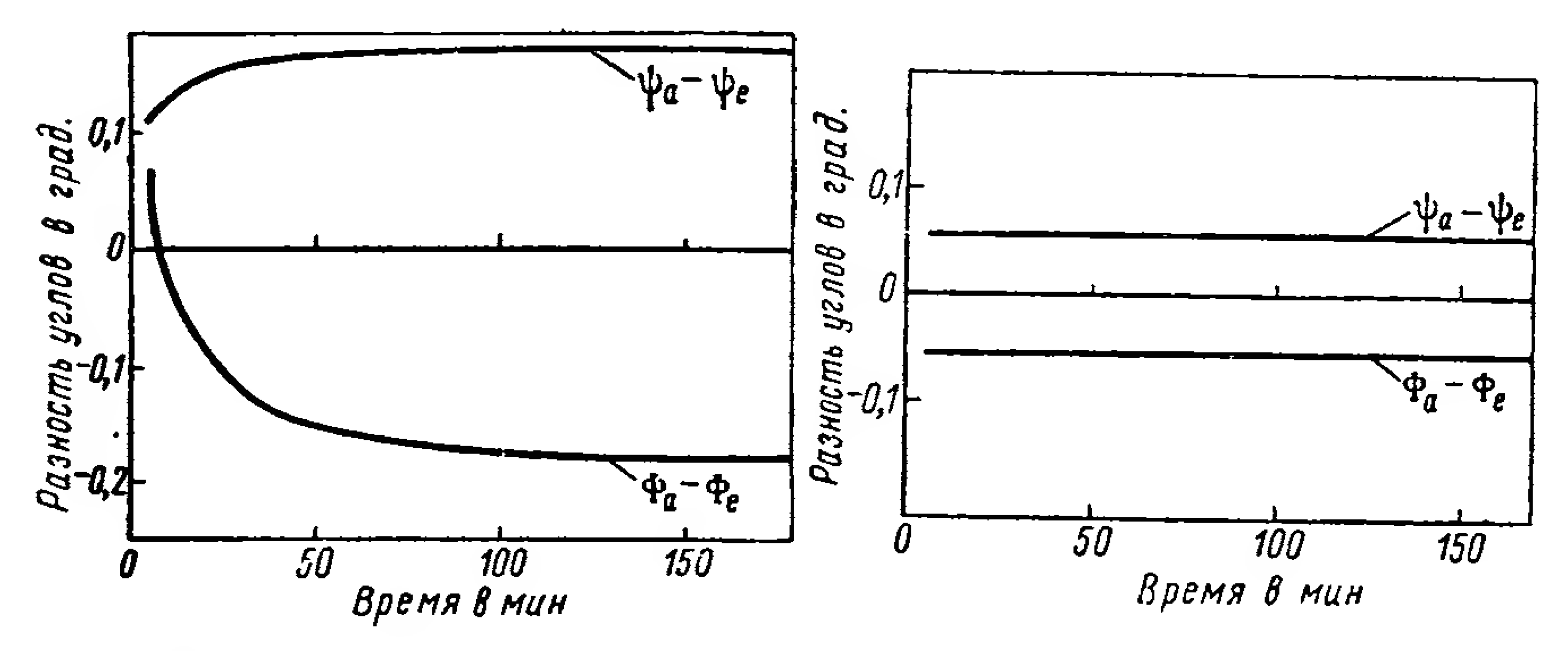


Рис. 5.27. График изменения углов возвышения звезд, вызываемого начальной ошибкой направления вектора скорости 1 миллирадиан

Рис. 5.28. График изменения углов возвышения звезд, вызываемого начальной ошибкой местоположения КЛА в продольном направлении в 1 миллирадиан

циальных ориентиров так же, как и проведение измерений углов возвышения, несущественно уточняет местоположение КЛА при больших удалениях его от Земли или Луны.

ИСКУССТВЕННЫЙ ГОРИЗОНТ

Земная атмосфера и облачность закрывают горизонт у поверхности Земли. Поэтому необходимо выделить искусственный горизонт, который был бы существенно выше облаков и позволял бы проводить измерения в течение значительного участка полета. Большинство разработанных устройств, фиксирующих искусственный горизонт, основано на применении приборов, светочувствительных в инфракрасной области спектра. Для создания искусственного горизонта можно также использовать особенности рассеивания солнечного света в атмосфере. При этом физическая модель искусственного горизонта может основываться на той особенности атмосферы, что подавляющая часть синего и смежной с ним области ультрафиолетового света рассеивается в ее верхней части. Принцип работы прибора, определяющего искусственный горизонт (рис. 5.29), состоит в том, что производится

сравнение интенсивности свечения в зонах, соответствующих максимуму и половине максимума свечения. Половина максимума свечения соответствует высоте порядка 30 *км* над поверхностью Земли.

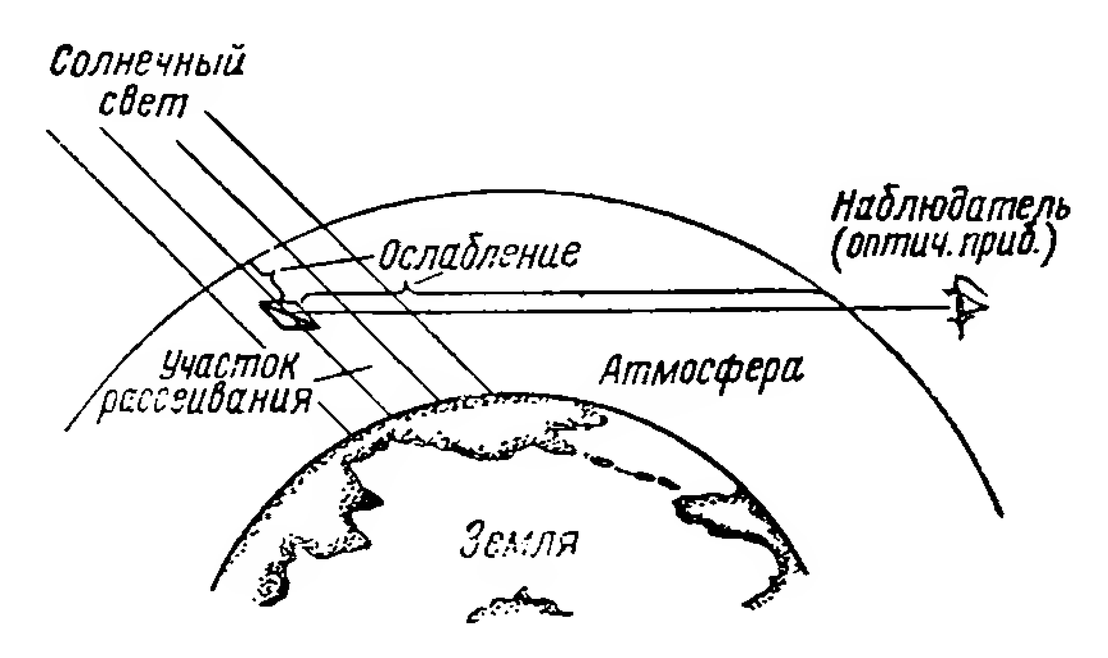


Рис. 5.29. Определение искусственного горизонта

ГЛАВА 5.3. ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «АПОЛЛОН»

В основу разработки оптической системы (рис. 5.30) были положены проектировавшиеся способы навигационных измерений во время полета космического аппарата «Аполлон». Система состоит из секстанта, с которым конструктивно совмещено фотометрическое устройство автоматического сопровождения звезды, и сканирующего телескопа. На траектории перелета от Земли к Луне и обратно, когда требуется точное измерение углов «звезда — ориентир» и углов возвышения звезд, используется секстант. При этом сканирующий телескоп служит для обнаружения требуемой звезды.

На орбитальных участках полета применяются оба прибора. При помощи сканирующего телескопа определяют направления на известный ориентир. Широкое поле зрения его объектива существенно облегчает обнаружение и захват ориентиров. Сопровождение неизвестных ориентиров осуществляется при помощи секстанта, обладающего подвижной линией визирования. В систему встроено автоматическое устройство для измерения углов возвышения звезды. Навигация по звездному затмению не требует применения угломерных приборов, так как для нее достаточно фиксировать только время в момент покрытия звезд. Для определения этого момента можно воспользоваться каким-либо прибором или просто окном.

КОСМИЧЕСКИЙ СЕКСТАНТ

Секстант корабля «Аполлон» представляет собой телескоп с 28-кратным увеличением и полем зрения 1°, 8, установленный на навигационной базе (см. рис. 5.30). Перед тем как попасть в телескоп, свет проходит через насадку секстанта, в которой скомпонованы два луча — от ориентира и от звезды. Луч от ориентира проходит через светоделитель. Линия визирования ориентира имеет направление, неизменное относительно основа-

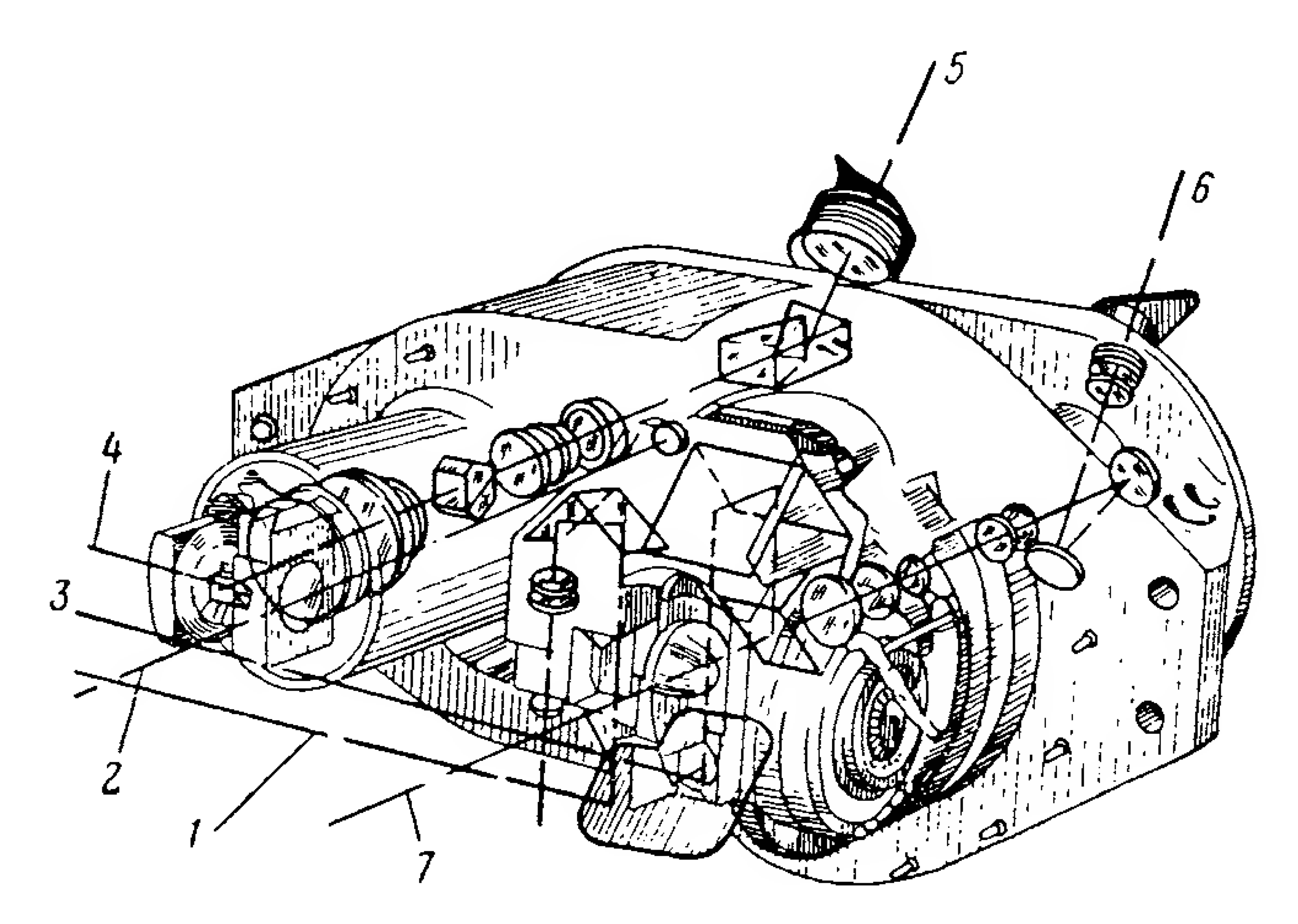


Рис. 5.30. Оптическая система объекта «Аполлон»:

1 — визирная линия устройства автоматического сопровождения звезды; *2* — визирная линия фотометра; *3* — линия визирования звезды; *4* — визирная линия секстанта; *5* — окуляр сканирующего телескопа; *6* — окуляр секстанта; *7* — линия визирования ориентира

ния прибора, и ее можно поворачивать только вместе с КЛА. Светоделитель пропускает в телескоп около 20% поступающего в него света. Встроенный в светоделитель фильтр ослабляет интенсивность синей и зеленой частей спектра света, проходящего вдоль линии визирования ориентира. Это способствует уменьшению вуалирующего влияния голубой дымки, видимой на поверхности Земли с больших высот, не вызывая заметного ухудшения видимости лунных ориентиров.

Линия визирования звезды направляется в телескоп подвижным зеркалом через два неподвижных зеркала и затем через светоделитель. Последний пропускает примерно 80% света звезды. Подвижное зеркало приводится в движение сервоприводом переменного тока. Угол поворота подвижного зеркала измеряется датчиком синхронной передачи с 64 парами полюсов (в этом узле производится измерение углов с самой высокой в системе наведения точностью). Считывание показаний датчика

осуществляется аналого-цифровым преобразующим устройством, описание которого дано в части IV книги. Прибор может определять углы от 0 до 50°. Для юстировки его предусмотрена возможность поворота подвижного зеркала до 90°. При этом изображение перекрестья визирных линий совмещается со своим отображением. Вторую точку юстировки дает наводка прибора на яркую звезду или планету при нулевом положении линии визирования. Выполнение этих двух операций до и после навигационных измерений обеспечивает достаточную проверку точности считывания углов.

Насадка и телескоп могут поворачиваться относительно основания, что обеспечивает вторую степень свободы поворота линии визирования. Поворот ограничен углами ±270° относительно нулевого положения. Питание к электроэлементам подвижной части подается по гибкому кабелю. Токосъемные кольца при наличии ограничения подвижной части не требуются.

ФОТОМЕТРИЧЕСКОЕ УСТРОЙСТВО СОПРОВОЖДЕНИЯ ЗВЕЗД

Устройство сопровождения звезд входит в состав оптической системы и предназначено для измерения углов возвышения звезд относительно земного горизонта. Фотометр служит для измерения интенсивности рассеиваемой атмосферой части солнечного света (в полосе между синим и фиолетовым светом) в целях определения искусственного горизонта. Элементы для слежения за звездой и фотометрирования, включая детекторы и предварительные усилители, конструктивно совмещены с секстантом. Попадающий в апертуру фотометра свет проходит через фильтр и модулятор с вибрирующей заслонкой к фотодетектору. Сигнал фотодетектора усиливается, и уровень его определяется схемой, размещенной конструктивно в блоке питания и сервосистем, который входит в систему наведения.

Собственно устройство сопровождения звезды является узкоугольным оптическим прибором (1°,5×1°,5). Отражение света звезды направляется в апертуру телескопа подвижным зеркалом визирования через два неподвижных зеркала. Информация о положении звезды в поле зрения прибора вырабатывается двухкоординатным детектором. Электронная схема, осуществляющая обработку сигналов детектора, также помещается в блоке питания и сервоустройств.

Две степени свободы, которыми управляет устройство сопровождения, те же, что и для совмещения изображения звезды с перекрестьем. Это позволяет космонавту визуально контролировать автоматическое сопровождение звезды, наблюдая за положением ее изображения в поле зрения секстанта относительно визирного перекрестья.

СКАНИРУЮЩИЙ ТЕЛЕСКОП

Сканирующий телескоп представляет собой одновизирный оптический прибор с полем зрения 60°. Он предназначен для определения направлений на известные ориентиры при полете на околоземных и окололунных траекториях, а также для поиска и захвата ориентиров и звезд при работе с секстантом. Поворот телескопа осуществляется сервоприводом переменного тока аналогично повороту секстанта. На входе телескопа установлена двойная подвижная призма. Изменяя ее положение, можно изменять направление оси телескопа таким образом, чтобы она была параллельна либо линии визирования ориентира (для захвата ориентира при полете на межпланетных участках), либо линии визирования звезды. Предусмотрено третье положение призмы, смещенное относительно линии визирования ориентира на 25°. В этом положении поле зрения телескопа полностью перекрывает поле зрения секстанта. Оно используется тогда, когда космонавт, удерживая какой-либо объект на одной линии визирования, ведет поиски объекта для другой линии визирования.

Сканирующий телескоп снабжен двумя механическими счетчиками углов поворота, соединенными с подвижными частями телескопа. Они являются резервом на случай отказа электросхемы. Считав показания счетчиков, можно вручную ввести их в вычислительное устройство. В случае выхода из строя сервоприводов, обеспечивающих поворот секстанта и сканирующего телескопа, их можно поворачивать также вручную при помощи двух маховичков.

Часть 6

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МАШИНЫ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

С тех пор как была создана первая цифровая вычислительная машина, прошло около 22 лет. Сейчас ЦВМ применяются на самолетах, ракетах и космических кораблях. Некоторые из этих летательных аппаратов едва ли превышают размерами первую ЦВМ, а стоящие на их борту вычислительные устройства далеко превзошли ее по своим техническим характеристикам.

Начало использования первой вычислительной машины широкого назначения и первого быстродействующего электронно-цифрового устройства относится к 1943 г. Для хранения чисел в этих машинах употреблялись реле, управляемые с помощью цифровых колес, и ламповые кольцевые счетчики. В последующие несколько лет появились быстродействующие универсальные ЦВМ, акустические линии задержки и электростатические трубки памяти. В начале 50-х годов удалось заметно уменьшить габариты машин благодаря применению полупроводниковых диодов в их логической части и магнитных сердечников, барабанов и лент — в запоминающих устройствах. В 1948 г. были созданы транзисторы, нашедшие применение в некоторых малогабаритных ЦВМ, которые разрабатывались в начале 50-х годов в качестве первых экспериментальных образцов цифровых аэронавигационных устройств. В конце 50-х годов транзисторы начали использоваться в ЦВМ широкого назначения, прежде всего в военной технике. Но только в настоящее время полупроводниковые схемы начинают приобретать ту чрезвычайно высокую степень компактности, которая была достигнута в магнитных запоминающих устройствах еще десять лет назад. В современных бортовых ЦВМ осуществляется плотность компоновки элементов в тысячи раз большая, чем в ЦВМ пятнадцатилетней давности. Частично это связано с усовершенствованием механического оформления конструкции, тщательная отработка которой была обусловлена особой важностью весовых и габаритных характеристик бортовых приборов авиационного и космического применения. В тех случаях, когда нет необходимости существенно ог-

раничивать размеры ЦВМ, плотность ее конструкции делается на порядок меньшей.

Наряду с уменьшением размеров и повышением быстродействия улучшение ЦВМ шло по линии совершенствования их логической организации. После того как были изобретены и внедрены шины передачи чисел, двоичная арифметика и общая память, получили развитие методы ускорения арифметических операций, индексация и другие способы модификации адреса, мультипрограммирование и прерывание программы. На этом этапе прогресс в различных областях математики стал важным фактором, способствовавшим применению ЦВМ в аэрокосмических системах управления. Развитие методов программирования привело к автоматическому программированию и к таким вспомогательным средствам регулирования машинных операций, как программа исполнительного управления и интерпретирующие программы. Разработка численных методов решения задач небесной механики позволила обходиться ограниченными возможностями сегодняшних бортовых ЦВМ. Теория квантования сигналов положила начало методам устойчивого управления неустойчивыми объектами с помощью цифровых устройств. Чтобы решение сегодняшних задач космического полета оказалось под силу современным ЦВМ, понадобилось затратить немало труда на аналитическую формулировку этих задач и разработку программ.

Ниже рассматриваются структурные схемы, логические принципы и технические средства, используемые в современных ЦВМ для систем управления, в частности, в бортовой ЦВМ космического корабля «Аполлон».

Необходимость иметь на борту корабля цифровую машину столь велика, что инженеры, занимающиеся ее разработкой, склонны проявлять некоторую узость взглядов, считая ЦВМ основной частью системы управления, а инерциальные, оптические, радиолокационные и радиоприборы — лишь вспомогательными элементами для измерений и связи. Подобное представление о системе управления является несколько извращенным, хотя и не беспочвенным. В 1962 г. Дж. Ф. Ши, в то время технический руководитель управления пилотируемых космических полетов при NASA, а ныне руководитель проекта «Аполлон», сказал: «Хотя инженеры в любой области стремятся расценивать свои собственные разработки как наиболее ответственные, все же можно утверждать, что после создания необходимых ракетных двигателей основой надежного выполнения широких задач при длительных космических полетах являются вычислительные средства, имеющиеся на борту космического корабля».

ЦВМ имеется в составе систем управления и наведения в командном и экспедиционном модулях корабля «Аполлон». В ее функции входит совместная работа с инерциальной и оптической подсистемами; подача сигналов управления угловой ориентацией в тех случаях, когда пилот не может реагировать с не-

обходимой быстротой; угловая стабилизация корабля при наименьшем расходе топлива; выработка сигналов для синхронизации работы разных систем; обмен информацией с космонавтами через клавишный пульт и световые указатели; связь с земными станциями слежения по каналам передачи цифровой информации; вычисление координат и скорости корабля по отношению к Земле и Луне по информации, получаемой на всех этапах полета, начиная с выведения на орбиту, при посадке на Луну, встрече на окололунной орбите и кончая входом в атмосферу и приземлением.

ГЛАВА 6.1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦВМ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Бортовые ЦВМ систем управления должны удовлетворять ряду жестких требований. Успех дела здесь зависит от инженерной изобретательности и искусства разработчиков, однако по сравнению со всеми другими современными ЦВМ в гораздо большей степени он определяется ограничениями, которые налагаются комплектующими элементами. Наиболее существенные различия между ЦВМ обусловлены тем, в какой степени их разработчики готовы связать судьбу проекта с новыми видами элементов и производственных процессов. Так, в последнее время многие пытаются добиться значительных преимуществ за счет применения сложных микросхем и плат многослойного печатного монтажа, тогда как другие выжидают и не идут на риск, пока неизбежно возникающие в этой области проблемы не будут решены.

К бортовым ЦВМ предъявляются требования: высокая надежность, малый вес и энергопотребление, большая производительность (под которой понимается число математических операций в секунду и количество обслуживаемых входов и выходов) и, наконец, гибкость схемы, позволяющая охватывать растущий круг задач космического полета. Несмотря на то, что за последние несколько лет ЦВМ чрезвычайно усовершенствовались, современные машины быстро устаревают; уже сейчас планируемые космические полеты требуют гораздо больших достижений в областях конструирования, программирования, производства, в методах проверки и наладки машин, нежели имеющиеся.

Некоторое понятие о характеристиках бортовых ЦВМ может быть получено из табл. 6.1, где представлены опубликованные [1], [2], [3] сведения о машинах, разработанных в последние несколько лет. Сравнения нередко приводят к ошибочным выводам,

Таблица 6.1

Избранные характеристики некоторых бортовых вычислительных машин

Тип машины	Способ действия	Код для представления отрицательных чисел	Число разрядов в машинном слове	Количество операций
Univac type 1824	Параллельный	Дополнительный	24	41
AC Spark Plug «Magic»	Последовательный	Дополнительный	24	16
Burroughs D-210	Параллельный	Дополнительный	24	32
Arma Micro Computer	Последовательный	Дополнительный	22	19
JBM Saturn V Computer	Последовательный	Дополнительный	28	18
Autonetics D26C	Параллельный	Дополнительный	30	100
MJT/IL Apollo Computer	Параллельный	Дополнительный	16	34

	Время сложения *мксек*	Время умножения *мксек*	Потребляемая мощность, *вт*	Объем памяти *биты*
Univac type 1824	8	64	110	2.10^5
AC Spark Plug «Magic»	70	258	90	1.10^5
Burroughs D-210	30	570	1—100	7.10^4
Arma Micro Computer	27	135	50	5.10^4
JBM Saturn V Computer	82	328	131	5.10^5
Autonetics D26C	6	18	192	3.10^5
MJT/IL Apollo Computer	24	48	90	6.10^5

особенно когда делается попытка доказать превосходство одной машины над другой. Разумно, а зачастую и необходимо, делать выбор между ЦВМ одинакового назначения, но это не так просто, потому что тонкие различия могут быть весьма существенными. Из таблицы сравнительных характеристик проще и вернее делать выводы относительно сходства различных машин. Сведений о размерах и весе ЦВМ в приведенной таблице нет, поскольку при отсутствии данных о входных и выходных устройствах они могли бы ввести читателя в заблуждение. Представить эти данные было бы, в свою очередь, затруднительно из-за необходимости входить в подробности в одних случаях и наличия лишь скудных описаний этих устройств в других. Как правило, размеры бортовых ЦВМ лежат в пределах от 0,005 до 0,05 $м^3$, а их удельные веса близки к удельному весу воды.

ОСНОВЫ ЛОГИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ [4]

Разрядность

В бортовых ЦВМ число разрядов цифрового кода желательно делать возможно меньшим. Применяемые для считывания усилители класса А с большими коэффициентами усиления гораздо хуже работают в широких пределах изменения температур, напряжений питания и напряжений входных сигналов, чем, например, вентили «НЕ/ИЛИ». Разрядные формирователи запоминающих устройств также являются критичными элементами, а их количество совпадает с числом разрядов цифрового кода. Кроме того, время, требуемое для прохождения сигнала переноса в сумматоре параллельного действия или же для циркуляции в машинах последовательного действия, пропорционально числу разрядов. Наконец, от длины слова ЦВМ зависят сами ее размеры.

К факторам, которые ограничивают возможность уменьшения числа разрядов, относится количество двоичных знаков, необходимых для записи исходной информации, чисел на входе и выходе машины и команд. Это количество определяется задачами полета и деталями логической схемы ЦВМ. Большинство бортовых ЦВМ работает с 24-разрядными кодами. ЦВМ «Аполлона», единственная из представленных в табл. 6.1, имеет коды длиной в 16 разрядов, один из которых является контрольным двоичным разрядом. Как показано ниже, эта особенность объясняется, главным образом, тем, что в ЦВМ «Аполлона» при обработке чисел, связанных с управлением и наведением, применяются арифметические операции с повышенной точностью. Даже наибольшая из приведенных в таблице разрядностей (30) мала по сравнению с теми, которые используются в стационарных универсальных машинах, где габариты не так важны, как быстродействие и легкость программирования.

Система команд

В любой современной ЦВМ безусловно должно быть предусмотрено выполнение следующих действий:

а. Обращение к памяти.

б. Хранение кодов в памяти.

в. Получение дополнительного или обратного кода.

г. Осуществление операций с двумя кодами (например, сложение).

д. Модификация адреса.

е. Нормальная последовательность выполнения операций (предполагающая точное определение адреса каждой последующей команды).

ж. Условное изменение последовательности (переход).

Машина может быть устроена так, чтобы одна команда приводила к выполнению сразу нескольких из перечисленных действий. При этом можно сильно ограничить набор используемых команд, но программа занимает большое место в памяти, а быстродействие машины ограничивается. Более удобный набор команд получается ценой сравнительно небольших добавочных усложнений. Достаточно гибкая работа без ущерба для простоты устройства машины обеспечивается набором из восьми команд и соответствующих им восьми операций. Тем не менее, во всех указанных в таблице машинах используется большее количество команд, и это, как правило, сделано для того, чтобы за счет некоторого увеличения объема машины обеспечить необходимую скорость вычислений. В некоторых случаях предусматривается извлечение квадратных корней и перевод чисел из двоичного кода в десятичный по одной и той же команде. Вообще же говоря, системы команд строятся обычно с таким расчетом, чтобы обеспечить удобство обработки информации, возможность разветвления программы и арифметические действия при наличии от 2^4 до 2^5 командных кодов.

Быстродействие

Известно, что усложнение логической схемы ЦВМ является средством повышения ее быстродействия, хотя и ведет к увеличению числа элементов. Это усложнение может выражаться в виде раздельных суммирующих устройств для индексации и арифметических операций в машине параллельного действия или же в виде добавочных цепей, которые позволяют сократить время, затрачиваемое на умножение, посредством одновременного оперирования сразу несколькими разрядами сомножителей. Быстродействие можно также увеличить, предусмотрев систему команд, при которой одна отдельная команда ведет к выполнению комплекса действий, например, тех, о которых было сказано в предыдущем разделе. Быстродействие является важной характеристикой бортовых ЦВМ и поэтому практически в каждой из них применяются подобные усложнения логической схемы. Однако требования к габаритам и надежности машины, также достаточно важные для бортовых ЦВМ, ограничивают возможную степень такого усложнения. В стационарных вычислительных машинах для обработки информации, где габариты не так существенны, а быстродействие является одним из показателей, определяющих конкурентоспособность, логические цепи частично используются для уменьшения числа обратных ходов. В результате бортовые ЦВМ, как правило, более медлительны, чем их наземные сородичи.

Ввод и вывод данных

Ввод и вывод данных — это та область, в которой ЦВМ систем наведения и вообще управляющие вычислительные машины

наиболее существенно отличаются от стационарных машин общего назначения. Последние обычно связаны с весьма сложными внешними устройствами, способными посылать и принимать информацию по параллельным каналам, не отнимая время у самой машины, которая занята непосредственно обработкой. Иногда машина посылает данные в отдельный буферный регистр, выводя их после получения сигнала о готовности внешнего устройства. В других случаях последнее непосредственно запрашивает память машины так часто, как это требуется, и буфер оказывается ненужным. В бортовых же машинах систем наведения таких хитроумных внешних приспособлений, как правило, нет. Частично из-за нецифровой природы обслуживаемых машиной электромеханических устройств, коими являются инерциальные измерители и рулевые приводы ракеты, а также в силу стремления максимально сократить число цепей связи и вес кабельной сети, бортовые ЦВМ строятся таким образом, что значительная доля их внутренних средств и времени работы затрачивается на осуществление обмена сигналами с измерителями и исполнительными органами системы управления.

Между стационарными универсальными машинами и бортовыми ЦВМ имеется еще одно интересное различие. Первые строятся таким образом, чтобы можно было достаточно равномерно распределять во времени собственно вычислительные операции и ввод — вывод данных. Рациональное распределение различных функций, выполняемых этими машинами, между независимыми потребителями является одним из показателей их совершенства. Например, при необходимости вывода большого количества данных через печатающее устройство эти данные сначала будут записаны на промежуточную магнитную ленту, с которой смогут быть выведены на печать позже. В бортовых ЦВМ работа центрального вычислительного устройства распределяется так, чтобы одновременно решалось сразу несколько задач, а допустимые задержки между поступлением информации и выдачей результата ее обработки измеряются обычно не минутами, а миллисекундами. Это обстоятельство не может не отражаться на логической схеме построения бортовой вычислительной машины и всей системы в целом.

Определение неисправностей

Самопроверка и обнаружение неисправностей — еще одна область существенных различий между машинами широкого профиля и бортовыми ЦВМ. В больших машинах, стоимость времени работы которых оценивается сотнями долларов в час, быстрое обнаружение и устранение неисправностей является экономической необходимостью. Поэтому современные большие машины содержат цепи, специально предназначенные для автоматического отыскания неисправностей.

В бортовых ЦВМ нет возможности разместить много средств для этой цели. Тем не менее важно, чтобы машина могла установить наличие ошибки во время полета и предпринять соответствующие действия. Эти действия могут сводиться к переключению на запасную ЦВМ либо другие средства управления, но может оказаться необходимым и подрыв ракеты, с тем чтобы она не ушла далеко от расчетной траектории. Наиболее употребительным способом обнаружения неисправностей является программная самопроверка, проводимая в те промежутки времени, когда ЦВМ не занята своей основной работой. Для более тщательных проверок в машину могут быть введены некоторые специальные цепи. В некоторых бортовых ЦВМ применяется, например, тест суммирования для проверки содержания памяти. В бортовой ЦВМ «Аполлон» предусмотрен ряд других проверок (с соответствующей сигнализацией), включающих тесты на продолжительность перерывов в работе машины и различного вида «замораживания» программы. В итоге всех этих проверок вероятность того, что неправильная работа ЦВМ окажется необнаруженной, становится мала.

ЭЛЕМЕНТЫ И УЗЛЫ

Запоминающие устройства

Память на ферритовых сердечниках является краеугольным камнем техники ЦВМ, обеспечивая быструю и произвольную выборку любого элемента хранимой информации и емкость, измеряемую мегабитами, при стоимости порядка нескольких центов на один двоичный знак. Запоминающие устройства на тонких пленках, в исследования которых были вложены большие средства, почти или совсем не превзошли ферритовую память по быстродействию и плотности записи информации. Они сравнительно дорогостоящи и обладают более ограниченной емкостью, чем устройства на ферритах. Существенных улучшений можно ожидать от устройств памяти на ленточной проволоке, однако технический уровень последних пока не достаточен для освоения в производстве и надежного применения в стационарных ЦВМ и бортовых вычислителях.

Ферритовые сердечники имеют несомненные преимущества перед тонкими пленками в запоминающих устройствах больших ЦВМ. Однако для бортовых вычислителей, где более высокая стоимость и ограничения по емкости, присущие пленкам, не столь важны, вопрос о преимуществах является спорным. Пленки обеспечивают несколько бóльшую скорость, в то время как ферриты — удобство выборки по принципу совпадения токов и большую мощность выходного сигнала. По таким качествам, как плотность хранимой информации и надежность работы, те и другие практически равноценны.

Электромеханические запоминающие устройства большой емкости — магнитные барабаны и диски — перестают применяться в бортовых вычислительных машинах. Это происходит по трем причинам: значительное повышение плотности расположения информации в устройствах памяти на сердечниках или пленках, последовательная выборка информации, присущая дискам и барабанам, и ограниченный рабочий ресурс. Однако высокая плотность информации и большая емкость, достигаемые на электромеханических устройствах, делают их существенно необходимой принадлежностью крупных вычислительных установок широкого профиля.

Постоянная память в универсальных ЦВМ не применяется в сколь-либо широких масштабах, если не считать ее использование в устройствах внутренней машинной логики. Более широкое применение устройства постоянной памяти находят в бортовых ЦВМ, обеспечивая неразрушаемое хранение большого количества информации в малом объеме. Неразрушаемость информации в устройствах постоянной памяти — это палка о двух концах. С одной стороны, она требует, чтобы программа и исходные данные были правильно определены на весь срок применения машины, заранее ограничивая возможности изменений в планах полетов. С другой стороны, во всех случаях, когда эти ограничения не приводят к чрезмерным неудобствам, постоянная память дает уверенность в полной идентичности программы ЦВМ на всех стадиях ее наземных проверок и работы в полете. Более того, она позволяет восстановить нормальную работу ЦВМ после временных сбоев, которые могли бы изменить содержание памяти с разрушаемой информацией.

В некоторых типах устройств памяти надежное хранение информации сочетается с возможностью ее замены с помощью электрических сигналов. Этим свойством обладают определенные разновидности запоминающих устройств на пленках и сердечниках, хотя при этом сердечники, большая часть которых родственна трансфлюксорам, становятся менее приспособленными для выборки по принципу совпадения токов. Плотность информации в запоминающих устройствах подобного типа значительно меньше, чем в устройствах постоянной памяти.

Логические устройства

В последние несколько лет интегральные схемы, или микросхемы, получили почти монопольное признание у разработчиков бортовых вычислительных машин, по крайней мере, как элементы логических устройств. Вплоть до появления микросхем магнитные сердечники в качестве логических элементов были сильными соперниками полностью транзисторных схем. Сердечники не превышали полупроводниковые элементы по габаритам и вдобавок потребляли меньше мощности. Хотя в некоторых специ-

альных приложениях еще отдается должное магнитным сердечникам, весьма малые размеры микросхем, высокая скорость и доказанная надежность их работы делают их более предпочтительными перед сердечниками почти во всех случаях. Больше того, с каждым годом энергопотребление логических устройств на новых микросхемах существенно уменьшается. В настоящее время микросхемы при работе с полной нагрузкой оказываются даже экономичнее, чем схемы на сердечниках. Последние сохраняют пока преимущество в этом отношении лишь при небольшой скорости операций.

Из-за многочисленных трудностей, возникших при организации крупносерийного производства микросхем, микроминиатюрная техника начинает находить применение в больших ЦВМ лишь в самое последнее время. Если эти трудности будут преодолены, можно рассчитывать на то, что в логической части больших электронных машин будут достигнуты такие же соотношения между рабочими характеристиками и размерами, какие были получены в бортовых вычислительных машинах несколько лет назад.

Главное, что нуждается в усовершенствовании, это соединения между логическими блоками. Плохое выполнение этих соединений приводит либо к их ненадежности, либо к большим затратам объема, либо к тому и другому одновременно; во всяком случае, пока что оказывается очень трудным создать конструкцию, которая была бы удовлетворительна во всех отношениях. Некоторые из важнейших требований к конструкции — это надежность, простота изготовления, теплопроводность, механическая прочность, удобство формы, возможность проверки и ремонта и высокая плотность монтажа. Методы, с помощью которых достигается высокая плотность монтажа, оказываются недостаточными, а порой и противоречат обеспечению других перечисленных качеств. Схемы многослойного печатного монтажа, по-видимому, являются средством усовершенствования связей, но их качество еще не вполне отработано. Весьма удовлетворительное, хотя и ведущее к несколько меньшей плотности конструкции средство представляют матричные проволочные схемы, являющиеся также многослойными конструкциями, но не интегральными и не такими миниатюрными, как платы печатного монтажа.

ГЛАВА 6.2. БОРТОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МАШИНА КОРАБЛЯ «АПОЛЛОН»

ЛОГИЧЕСКАЯ СХЕМА

ЦВМ состоит из трех основных узлов. Первый — запоминающее устройство, состоящее из односторонней постоянной памяти (только для считывания данных) емкостью 36 864 слов и оперативной памяти емкостью 2048 слов. Второй узел, который может

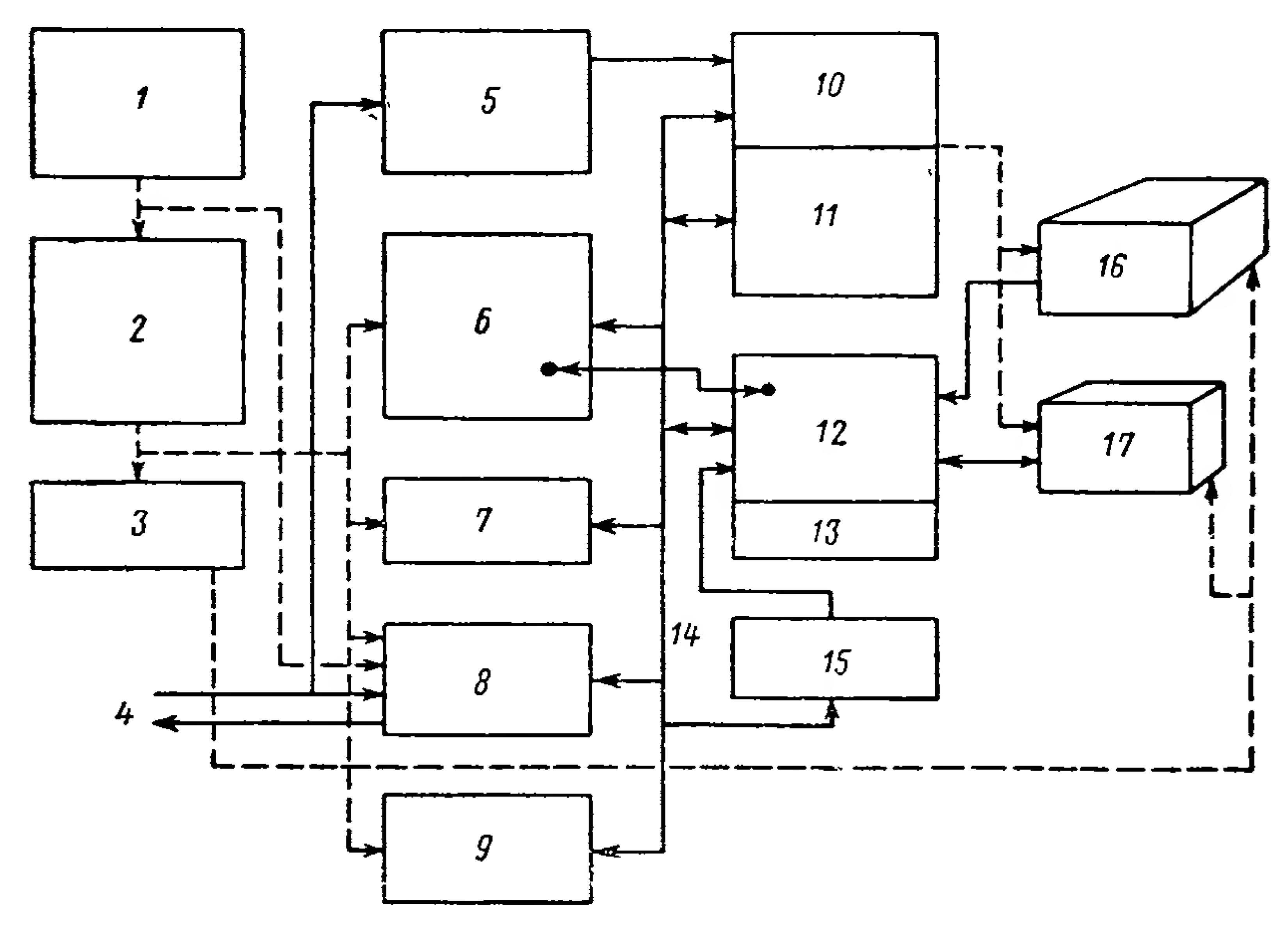


Рис. 6.1. Блок-схема ЦВМ «Аполлон»:

1 — часы (осциллятор и хронирующие импульсы); *2* — устройство управления (импульсы микропрограмм для отдельных команд); *3* — хронирование памяти; *4* — входы, выходы; *5* — схемы приоритета счетчиков и прерывания; *6* — адресуемые центральные регистры; *7* — арифметическое устройство; *8* — каналы вход — выход; *9* — дешифратор команд; *10* — зонные регистры памяти; *11* — регистр адреса *S*; *12* — местный регистр памяти *G*; *13* — четность; *14* — шины записи; *15* — специальное стробирующее устройство; *16* — постоянная память; *17* — оперативная память

быть назван центральным, включает в себя арифметическое устройство, дешифратор команд (*SQ*), дешифратор адресов запоминающего устройства (*S*) и несколько регистров с фиксированными адресами (адресуемых регистров) специального свойства либо назначения. Третий узел — устройство управления, обеспечивающее требуемую последовательность выполнения операций, содержит блок задания различных микропрограмм и блок прерывания и запроса. Основой ЦВМ являются 16 шин передачи чисел; они служат для обмена информацией между разными регистрами (рис. 6.1). Стрелки указывают возможные направления движения информации. На рисунке пути передачи информации

показаны сплошными линиями, а связи, обеспечивающие управление, — пунктиром.

Постоянная память представляет собой систему «жгутов» из многочисленных, определенным образом переплетенных проводников и сердечников, являющихся компактными и надежными устройствами. Количество единиц информации, закодированных этой системой, превышает $5 \cdot 10^5$. Время цикла — 12 *мксек*. В качестве оперативной памяти применена система ферритовых сердечников, работающая по принципу совпадения токов и имеющая то же время цикла, что и постоянная память. Команды могут адресовать различные регистры к любой памяти и могут храниться также в любой из них. Единственное различие между двумя типами памяти состоит в том, что программные операции не могут изменить содержание постоянной памяти. Каждый код, хранимый в памяти, состоит из 16 двоичных разрядов (15 для записи информации и 1 — добавочный контрольный). Числа хранятся в виде слов, состоящих из 14 цифровых и одного знакового разряда и записанных в дополнительном коде. Команды состоят из трехразрядных кодов операций и 12-разрядных кодов адреса.

Содержание регистра адреса S не всегда определяет однозначно адрес слова, хранящегося в памяти. Например, обращение к 2048 ячейкам оперативной памяти обеспечивается группой объемом 1024 адресных кода. Это достигается с помощью трехразрядного вспомогательного адреса, содержащегося в специальном регистре «Оперативная зона», который управляется программой. Часть адресных кодов находится в однозначном отношении с ячейками памяти: адреса от 0 до 1377 (в восьмеричной записи) соответствуют ячейкам с теми же номерами. Адреса от 1400 до 1777 неоднозначны и соответствуют одной из пяти групп, объемом каждая в 256 слов, в зависимости от числа, находящегося в упомянутом специальном регистре.

Адресное поле постоянной памяти, состоящее из 3072 кодов, охватывает 36 864 слов с помощью пятиразрядного регистра «Постоянная зона» и одноразрядного канала «Расширение». Адреса от 2000 до 3777 (в восьмеричной записи) неоднозначны и соответствуют одной из 34 групп, объемом каждая в 1024 слова, в зависимости от числа, находящегося в упомянутом пятиразрядном регистре. Если это число превышает 30 (в восьмеричной записи), то выбор группы зависит, кроме того, от одноразрядного кода в канале «Расширение». Обращение к регистрам «Зона» и каналу «Расширение» осуществляется через заранее определенные однозначные адреса.

Передача информации в память и из нее происходит через местный регистр памяти G. Для некоторых отдельных адресов слово, передаваемое в G, не переносится непосредственно, а модифицируется с помощью специальной вентильной схемы. Различные преобразования кодов, направляемых в G, — сдвиг впра-

во, правый цикл, левый цикл и сдвиг вправо на 7 разрядов — выполняются по специальным редактирующим командам.

В средней части рис. 6.1 показана блок-схема центрального узла. Он состоит из регистра адреса S и зонных регистров памяти, упоминавшихся выше. Кроме того, имеется блок регистров с фиксированными адресами (адресуемых регистров), называемых «центральным и специальными регистрами», о которых будет говориться ниже, арифметический блок и дешифратор команд SQ. Арифметический блок представляет собой сумматор, в состав которого входят вентили переноса и логическая схема управления. Регистр SQ имеет такое же отношение к командам, как регистр S к ячейкам памяти; ни тот, ни другой не имеют заранее определенных адресов. К центральному и специальным регистрам относятся A, L, Q, Z и ряд входных и выходных каналов. Их свойства представлены в табл. 6.2.

Таблица 6.2

Центральные и специальные адресуемые регистры

Обозначение регистра	Адрес регистра (в восьмеричной записи)	Назначение
A	0000	Центральный накопитель. Большая часть инструкций относится к А
L	0001	Вспомогательный накопитель. Используется при умножении, делении и всех действиях с удвоенной точностью
Q	0002	Регистр возврата адреса. Если в цепи L происходит передача управления, то $(Q)=L+1$
EB	0003	Зонный регистр оперативной памяти. Три разряда: 9, 10, 11
FB	0004	Зонный регистр постоянной памяти. Пять разрядов: 11, 12, 13, 14, 15
Z	0005	Счетчик программы. Содержит $L+1$, где L — адрес команды, которая выполняется в данный момент
BB	0006	Зонный регистр обоих устройств памяти. Оперативной памяти соответствуют разряды 1, 2, 3, постоянной — 11, 12, 13, 14, 15
—	0007	Содержит нуль

Генератор устройства управления вырабатывает тактовые импульсы обращения к памяти, а также серии управляющих импульсов (микропрограмм), реализующих выполнение команд в машине. Он включает в себя приоритетную схему прерывания, а также схему, обеспечивающую формирование импульсных последовательностей с различными частотами, которые используются в машине и остальных частях навигационной системы.

Команды построены так, чтобы суммарное количество циклов обращения к памяти было для всех одинаковым. Перечень команд подробно рассматривается ниже. Кроме обычных команд,

определяемых нормальной программой управления, имеется также совокупность «принудительных» операций, которые могут нарушать нормальное следование команд. Эти операции начинают выполняться либо в результате внешних по отношению к машине событий, либо при переполнениях и могут быть разделены на две категории: ввод в приращениях и программное прерывание.

Ввод в приращениях может происходить между любыми двумя командами. Внешние запросы на ввод в приращениях принимаются приоритетной схемой. После выполнения каждой команды происходит проверка наличия этих запросов. Если их нет, следующая команда выполняется непосредственно. Если запрос есть, выполняется однократный цикл ввода приращения в память. Приращение каждой величины воспринимается «счетчиком», представляющим собой определенную ячейку оперативной памяти. Цикл ввода приращения состоит из считывания кода, находящегося в регистре-счетчике, изменения его на единицу (в положительном, либо отрицательном направлении) или сдвига его и занесения результата обратно в исходный регистр. Все невыполненные запросы на ввод приращения выполняются до перехода к следующей команде. Этот тип прерывания обеспечивает асинхронный ввод информации в оперативную память в последовательной форме, либо в виде приращений. В результате программные операции могут идти непосредственно через регистры-счетчики, содержащие необходимую информацию, а не обращаться с этой целью каждый раз к входным буферным регистрам. Переполнения одного счетчика могут быть использованы как сигналы для входа в другой. Еще одно из свойств такой системы состоит в том, что время, используемое машиной для выполнения основной программы, линейно уменьшается с ростом объема работы счетчиков, приходящегося на данный отрезок времени.

Программное прерывание также происходит между шагами программы. Прерывание состоит в запоминании содержания счетчика команд и передаче управления на определенную ячейку. Каждый вариант возможного прерывания имеет свою ячейку. Программа прерывания сама не может быть прервана, в этом случае возникший запрос на прерывание запоминается и выполняется после того, как предыдущий отрезок программы завершен.

Основные характеристики ЦВМ «Аполлон» приведены в табл. 6.3.

Таблица 6.3

Характеристики ЦВМ «Аполлон»

Длина слова	15 разрядов + 1 для проверки на четность
Система представления чисел	Обратный код
Цикл обращения к памяти	11,7 *мксек*
Регистры постоянной памяти	36864 слов
Регистр оперативной памяти	2048 слов

Количество нормальных команд (прерывание, приращение и т. д.)	10
Количество прерывающих команд	10
Время сложения	23,4 *мксек*
Время умножения	46,8 *мксек*
Время сложения с удвоенной точностью	35,1 *мксек*
Время умножения с удвоенной точностью	575 *мксек*
Время одного приращения	11,7 *мксек*
Количество счетчиков	29
Потребляемая мощность	100 *вт* (ЦВМ вместе с клавишно-индикаторным устройством)
Вес	26,3 *кг* (только ЦВМ)
Объем	28,3 *л* (только ЦВМ)

Длина кода

Вычислительная машина «Аполлон» — это машина с «общей памятью», что означает возможность выполнения команд, поступающих как из оперативной, так и из постоянной памяти, и хранения данных (констант в случае постоянной памяти) в любом из запоминающих устройств. Разрядности кодов, хранимых в обоих типах памяти, должны быть в некотором смысле совместимыми. Самое легкое решение состоит в том, чтобы иметь одинаковые длины кодов. Машина «Аполлон» является уникальной в том смысле, что имеет очень короткую длину кодов, и причины такого решения представляют интерес. Основными факторами, определяющими выбор длины кодов, являются:

— Точность, с которой должны быть представлены навигационные параметры.

— Диапазон изменения входных величин, поступающих в последовательной форме либо в форме приращений.

— Формат команды: разделение ее на две части — код операции и код адреса.

Основная длина кодов, принятая сначала для двух первых ЦВМ этой серии (15 разрядов), была признана удовлетворительной с точки зрения удобства реализации, т. е. количества усилителей считывания и формирователей задержки, времени распространения сигнала переноса и т. д. В свою очередь, было принято во внимание и влияние перечисленных выше главных факторов.

Коды информации, используемые в ЦВМ «Аполлон», могут быть приближенно разделены на два класса: коды, применяемые при навигационных вычислениях, и коды, участвующие в управлении различными системами корабля. Первоначальные оценки точности, необходимой для представления чисел первого класса, показали необходимость иметь от 27 до 32 разрядов ($10^{8\pm1}$). Коды второго класса почти всегда могут быть ограничены 15-ю разрядами. То обстоятельство, что величины, участвующие в навигационных расчетах, требуют практически удвоенного числа разрядов по сравнению с 15, означает, что увеличение числа разрядов в коде сверх 15 (но до 28) не дает заметных преимуществ

в точности представления чисел, так как все равно придется прибегать к использованию двух ячеек для одного числа. Поскольку две половины удвоенного кода представляются с независимыми знаками, при длине основного кода 15 разрядов эквивалентный удвоенный код содержит 29 разрядов (а не 30), включая знак.

Первичные оценки соотношения между количествами 15 и 29-разрядных кодов, которые необходимо хранить в постоянной и оперативной памяти, показали подавляющий перевес первых. Установлено также, что значительную часть вычислений будут занимать задачи управления, телеметрирование и вывод данных на индикаторные устройства — операции, которые экономичнее проводить с помощью коротких кодов. Короткие коды позволяют быстрее и эффективнее использовать оперативную память, поскольку они сокращают такие операции с кодами, как объединение и редактирование; они приводят также к более эффективному кодированию малых целочисленных величин.

Как управляющая машина ЦВМ корабля «Аполлон» должна производить аналого-цифровые преобразования величин, многие из которых являются угловыми величинами. Существует две основные формы таких преобразований: при одной значение величины воспроизводится непосредственно в виде числа, при другой — генерируется последовательность импульсов, число которых подсчитывается и определяет значение величины. В ЦВМ «Аполлон» применяется второй тип преобразований, опирающийся на инкрементную природу счетчиков. Когда необходимая точность такова, что число разрядов превышает длину машинного слова, фактическая емкость счетчика должна быть увеличена либо путем добавления второго регистра, либо с помощью программного сканирования (опроса) имеющегося регистра, либо, наконец, посредством использования регистра другого счетчика, запускаемого при переполнении в регистре первого. Целесообразность программного сканирования зависит от того, как часто оно должно производиться. Цена применения дополнительного регистра счетчика непосредственно определяется затратами на устройство приоритета, связанное с этим регистром. В ЦВМ «Аполлон» экономия оборудования за счет еще большего сокращения длины кодов, чем до 15 разрядов, оказалась бы неэффективной из-за добавочных затрат на средства удвоения точности для многих входных величин. Впрочем, подобная постановка вопроса вообще схоластична, поскольку нижний возможный предел длины кода предопределен структурой команд.

Самое первое решение заключалось в том, что команды должны состоять из кода операции и единственного адреса. Серьезно рассматривались только прямые варианты объединения команд по две на код, хотя возможны и другие схемы, как, например, объединение полутора команд на код [1]. В двух первых ЦВМ использованы три разряда для кодов операций и

двенадцать разрядов для адресов, что соответствует восьми командным кодам и 4096 числам, хранимым в памяти. В первичном образце машины, выполненном на феррит-транзисторных ячейках, восемь командных кодов фактически размножались с помощью различных специальных регистров с применением таких операций, как сдвиг вправо, циклическая перестановка влево, редактирование, так что передача управления через эти регистры обеспечивала выполнение всех действий, которые обычно определяются непосредственно командными кодами. Применение этих регистров оказалось более экономичным, чем соответствующее декодирование команд и генерирование управляющих импульсных последовательностей. В результате количество разря-

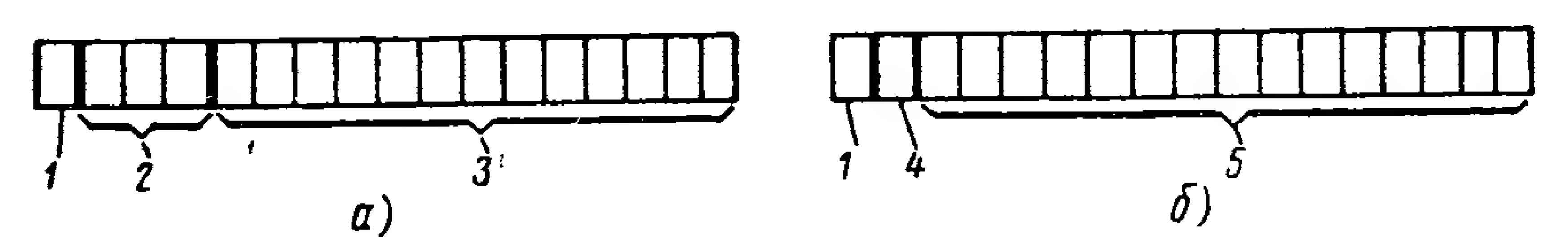


Рис. 6.2. Формат машинных слов:
а — команда; *б* — код, содержащийся в памяти; *1* — четность; *2* — код операции; *3* — код адреса; *4* — знак; *5* — 14-разрядное двоичное число

дов (три), отведенных для командных кодов, было признано хотя и скромным, но достаточным. Как будет видно далее, имеется возможность увеличить число командных кодов.

Адресное поле объемом в двенадцать разрядов представило иную проблему. При проектировании первых машин было подсчитано, что 4000 кодов удовлетворят требования к памяти. Во время перепроектирования стало ясно, что необходимо иметь объем памяти 10^4 кодов или того больше, и тогда возник вопрос, будет ли предполагаемое расширение адресного поля с помощью зонного регистра более экономичным, чем увеличение числа разрядов в машинном коде. Такое увеличение должно было из-за модульного выполнения машины привести к добавлению разрядов во все центральные и специальные регистры, что увеличило бы размеры всех ее блоков, а не только блоков памяти.

В конце концов, 15-разрядные коды оказались практически достаточными, а введение дополнительных разрядов с соответствующим увеличением размеров, веса и сокращением надежности машины — неоправданным (рис. 6.2). Сокращение длины кодов до 14 разрядов было признано практически нецелесообразным из-за трудностей с некоторыми величинами и в связи с тем, что оно еще больше ограничивало и без того стесненный формат команд. Коды длиной 17 или 18 разрядов привели бы к принципиальным упрощениям декодирования команд и адресов, но не помогли бы в представлении навигационных параметров. Последние требуют 28 разрядов и, таким образом, должны в любом случае представляться с удвоенной точностью.

Представление чисел

Если бы не было необходимости представлять числа обоих знаков, обсуждение вопроса о представлении чисел ограничивалось бы лишь тем, что в ЦВМ корабля «Аполлон» числа выражаются в двоичной системе счисления. Но приспособление машины к работе с положительными и отрицательными числами требует от разработчика логической схемы машины выбора между, по крайней мере, тремя формами двоичной арифметики. Эти три основных варианта суть: обратный код, дополнительный код и прямой код.

При арифметических операциях с обратными кодами знак числа изменяется на противоположный посредством образования дополнения каждого разряда до единицы; при сложении двух чисел необходим «циклический перенос». При арифметических операциях с дополнительными кодами противоположный знак получается путем образования дополнения каждого разряда и прибавления единицы в последнем разряде, либо какой-нибудь эквивалентной операции. Представление чисел в обычном виде — через знак и модуль (прямой код) — используется, как правило, тогда, когда память запрашивается непосредственно оператором, как, например, при выводе содержимого ячеек памяти на печать. Сложение чисел противоположных знаков требует в этом случае либо перевода их в обратный или дополнительный код, либо сравнения по модулю, а в некоторых случаях — и той и другой операции. Представление чисел в обратном коде обладает тем преимуществом, что обращение знака числа эквивалентно в этом случае образованию его булева дополнения, так что оба действия легко производятся по одной и той же команде. Число нуль в этом коде представляется неоднозначно — либо нулями, либо единицами во всех разрядах; таким образом, n-разрядным словом могут быть представлены $2^n - 1$ различных чисел. Действия с дополнительными кодами предпочтительнее там, где циклический перенос трудно реализовать, как, например, в машинах последовательного действия. При этом n-разрядное слово имеет 2^n состояний, что желательно в случаях преобразования входных сигналов от таких устройств, как эталонные генераторы, редукторные шифраторы или двоичные счетчики. Однако изменение знака числа требует одной полной операции сложения, что представляет некоторое неудобство.

В стандартном арифметическом устройстве, работающем с обратными кодами, переполнение проявляется как перенос единицы в знаковый разряд или из него. Эти сигналы переполнения должны быть «схвачены на лету» и необходимо запомнить каждый в отдельности, если они потребуются для дальнейшего расчета. Система представления чисел, принятая в ЦВМ «Аполлон», обладает достоинствами системы обратного кода и дополнительно возможностью статической индикации переполнения.

Применение статической индикации становится возможным благодаря тому, что контрольный разряд в большинстве центральных регистров ЦВМ «Аполлон» не используется. Во всех центральных регистрах, включая арифметическое устройство, при модульном построении схемы оказалось несколько более выгодным иметь 16 разрядов, а не 15. При этом появляется дополнительная графа, или разряд, который может быть использован везде, где проверка на четность не производится. В таком 16-разрядном сумматоре переполнение в 15 разрядах легко обнаруживается путем проверки двух старших разрядов суммы (рис. 6.3). Если содержимое этих разрядов одно и то же, переполнения нет. Если же разряды различны, это означает наличие переполнения такого знака, который определяется содержанием самого старшего разряда.

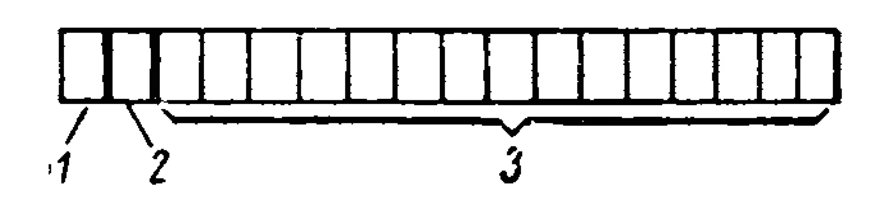


Рис. 6.3. Код в центральном регистре: 1 — знак 1; 2 — знак 2; 3 — 14-разрядное двоичное слово

Знак 2	Знак 1*	Итоговый знак
0	0	Положительный
1	1	Отрицательный
0	1	Положительное переполнение
1	0	Отрицательное переполнение

* При нормальной передаче в память число записывается со знаком 1.

16-разрядный сумматор и 15-разрядная память связаны так, что знаковый разряд кода, поступающего из памяти, входит в оба старших разряда сумматора. Последние обозначаются через S_2 и S_1, потому что оба выполняют функцию знаковых разрядов. Когда код передается в память, записывается лишь один из этих двух знаков. В рассматриваемой ЦВМ при такой передаче записывается лишь содержание S_2, являющееся обычным знаком обратного кода во всех случаях, когда переполнения нет. В случае переполнения число S_2 является знаком суммы обоих операндов (табл. 6.4). Такое сохранение знака при наличии переполнения является важным достоинством при переносах между составляющими кодами во время расчетов с повышенной точностью.

Арифметические операции с повышенной точностью

Вычислительная машина, работающая с короткими кодами, может быть эффективной лишь тогда, когда в ней применяются программы вычислений с повышенной точностью, рационально используемые в соответствии с распределением загрузки машины во времени. В ЦВМ «Аполлон» арифметические операции с повышенной точностью употребляются достаточно широко, оправдывая то внимание, которое было уделено выбору системы счисления и построению системы команд. При всем возможном

Таблица 6.4

Свойства системы представления чисел в модифицированном обратном коде

№ по пор.	Пример	Стандартный S_1 4 3 2 1	Модифицированный S_2 S_1 4 3 2 1
1	Оба операнда положительны; сумма положительна, переполнения нет. Результаты в обеих системах идентичны:	0 0 0 0 1 0 0 0 1 1 ——— 0 0 1 0 0	0 0 0 0 0 1 0 0 0 0 1 1 ——— 0 0 0 1 0 0
2	Оба операнда положительны; положительное переполнение. Результат в стандартном коде отрицателен. Модифицированный код, в котором S_2 обозначает знак суммы, дает положительный результат. Положительное переполнение показано сочетанием знаков $S_1\bar{S}_2$	0 1 0 0 1 0 1 0 1 1 ——— 1 0 1 0 0	0 0 1 0 0 1 0 0 1 0 1 1 ——— 0 1 0 1 0 0
3	Оба операнда отрицательны; сумма отрицательна, переполнения нет. Перенос в младший разряд. Результаты в обеих системах идентичны, в качестве знака суммы можно использовать либо S_1, либо S_2	1 1 1 1 0 1 1 1 0 0 ——— 1 1 0 1 0 1* 1 1 0 1 1	1 1 1 1 1 0 1 1 1 1 0 0 ——— 1 1 1 0 1 0 1* 1 1 1 0 1 1
4	Оба операнда отрицательны; отрицательное переполнение. Стандартный результат положителен, модифицированный— отрицателен, что показывает знак S_2. Отрицательное переполнение показано сочетанием знаков $\bar{S}_1S_2$	1 0 1 1 0 1 0 1 0 0 ——— 0 1 0 1 0 1* ——— 0 1 0 1 1	1 1 0 1 1 0 1 1 0 1 0 0 ——— 1 0 1 0 1 0 1* ——— 1 0 1 0 1 1
5	Операнды имеют противоположные знаки. Сумма положительна. Результаты в обеих системах идентичны	1 1 1 1 0 0 0 0 1 1 ——— 0 0 0 0 1 1* ———	1 1 1 1 1 0 0 0 0 0 0 1 ——— 0 0 0 0 0 1 1* ———
6	Операнды имеют противоположные знаки; сумма отрицательна. Результаты в обеих системах идентичны	0 0 0 1 0 1 1 1 0 0 0 0 0 0 1 ——— 1 1 1 0 1	0 0 0 0 1 0 1 1 1 1 0 0 0 0 0 0 0 1 ——— 1 1 1 1 0 1

* Перенос.

разнообразии форм представления чисел с повышенной точностью наиболее обычным, по-видимому, является такое представление, при котором содержимое знаковых разрядов всех составляющих кодов одно и то же. В ЦВМ «Аполлон» применен иной способ, допускающий различные знаки у составляющих (рис. 6.4).

Независимые знаки появляются при сложении и вычитании с повышенной точностью; представление с одинаковыми знаками затруднено, потому что требует согласования знаков после каждой операции. Например, результат $(+6, +4)+(-4, -6)=$ $=(+2, -2)$ есть представление с независимыми знаками числа $(+1, +8)$. Поскольку сложение и вычитание — наиболее часто встречающиеся операции, экономно запоминать результат в том виде, в каком он получен, а согласование знаков производить лишь тогда, когда это необходимо. Когда при сложении компонент двух чисел происходит переполнение, единица вместе со знаком переполнения переходит в сумму более старших компонент. При этом сумма, в которой получилось переполнение, сохраняет знак. Такой вид переполнения называется «слиянием» в отличие от переполнения в собственном смысле, имеющего место, когда результат операции превосходит максимальное число, представимое кодом удвоенной точности.

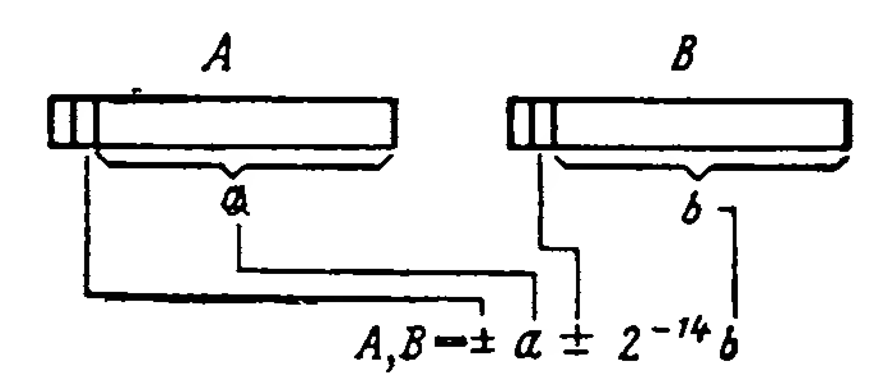


Рис. 6.4. Запись чисел с удвоенной точностью

При работе с утроенной и более высокого порядка точностью умножение и деление становятся чрезвычайно сложными. Для сложения и вычитания сложность лишь линейно возрастает с повышением порядка точности. Однако программы КЛА «Аполлон» не требуют более высокой, чем удвоенная, точности при умножении и делении. Алгоритм умножения с удвоенной точностью непосредственно приложим к числам с независимой записью знаков. Процедура слияния при таком умножении упрощается благодаря наличию команды сложения с удвоенной точностью. Деление с удвоенной точностью отличается тем, что для его выполнения не может быть использована запись чисел с независимыми знаками; обе компоненты этой операции должны быть представлены положительными числами, элементы которых имеют одинаковые знаки, а делитель нормализован так, чтобы в его старшем цифровом разряде стояла единица. В ЦВМ корабля «Аполлон» используется несколько величин, вычисляемых с утроенной точностью. Операции над этими величинами исчерпываются сложением и вычитанием при записи с независимыми знаками и применении такой же процедуры при слиянии и переполнении, какая употребляется во время арифметических операций с удвоенной точностью.

Система команд

При разработке ЦВМ «Аполлон» имелось в виду обеспечить рациональное использование памяти, достаточную скорость вычислений, возможность компактного построения программ, эф-

фективное применение вычислений с повышенной точностью, целесообразную организацию ввода и вывода данных и упрощение, в разумных пределах, устройства управления машины. На выбор структуры всего командного кода влияют длина машинного слова, применение записи чисел в обратном коде, параллельная передача информации в машине и свойства редактирующих регистров. Из перечисленных условий были получены следующие требования к построению системы команд: три разряда командного кода предназначаются для записи кода операции; модификация адреса должна быть удобной и эффективной; должна существовать команда умножения с получением произведения удвоенной длины; необходимо обеспечить возможность вычислений с повышенной точностью и булевых комбинационных операций. Разумеется, этот перечень не исчерпывает всех требований, но из него хорошо видно, какого рода система команд представлялась желательной.

Три разряда, отведенные для кодов команд, могут обеспечить выбор одной из восьми операций без какой-либо дальнейшей детализации. В ЦВМ «Аполлон» для увеличения числа задаваемых операций в четыре раза используются два способа — «расширение» и «частные коды». Расширение сходно с кодом переключения телетайпа: когда проходит команда расширения, она означает, что следующая за ней команда должна трактоваться иначе, чем обычно. Таким образом можно было бы расширить систему команд почти безгранично, правда, ценой потери скорости, потому что на каждое расширение затрачивается цикл обращения к памяти. В ЦВМ «Аполлон» операция расширения удваивает количество команд и применяется для назначения относительно редко используемых операций. Например, код 000 соответствует команде передачи управления, а в тех случаях, когда ему предшествует команда «расширение», обозначает одну из команд, связанных с работой входных и выходных устройств.

Частные коды — это команды, для обозначения которых заимствуется адресное поле. Их использование основано на существенном различии между постоянной и оперативной памятью. Именно к оперативной памяти применяется более широкое множество команд, чем к постоянной памяти; например, к постоянной памяти не применимы полностью все команды, которые изменяют регистр операнда. Поскольку в ЦВМ «Аполлон» адресное поле постоянной памяти в три раза шире оперативного адресного поля, имеется возможность поместить три добавочных команды, относящиеся к оперативной памяти, в соответствующую часть полного адресного поля машины. Так, например, код операции 101 для адресов от 0 до 1777 (в восьмеричной системе) соответствует команде «индексация» для оперативной памяти, также имеющей адреса от 0 до 1777. Тот же самый код операции для адресов 2000—3777 соответствует команде «двой-

Таблица 6.5

Нормальные команды

Команда	Число циклов обращения к памяти	Вид памяти или каналы
А. Изменение последовательности		
1. Передача управления с возвратом адреса	1	Любая память
2. Только передача управления	1	Только постоянная
3. Переход прыжком через 4 команды и уменьшение на 1	2	Оперативная
4. Разветвление на нуле*	1 или 2	Только постоянная
5. Разветвление на нуле или минусе*	1 или 2	Только постоянная
Б. Обращение к памяти и запоминание		
1. Очистка и сложение с содержимым накопителя *A*	2	Любая память
2. Очистка и вычитание из *A*	2	Любая память
3. Двойная очистка и сложение с содержимыми *A* и *L**	3	Любая память
4. Двойная очистка и вычитание из *A* и *L**	3	Любая память
5. Передача в память	2	Оперативная
6. Обмен между *A* и памятью	2	Оперативная
7. Двойной обмен между *A*, *L* и памятью	3	Оперативная
8. Обмен между *L* и памятью	2	Оперативная
9. Обмен между *Q* и памятью *	2	Оперативная
В. Модификация команд		
1. Индексация (сложение со следующей командой)	2	Оперативная
2. Индексация и расширение *	2	Любая память
Г. Арифметические и логические операции		
1. Сложение с содержанием *A*	2	Любая память
2. Вычитание из *A* *	2	Оперативная

Команда	Число циклов обращения к памяти	Вид памяти или каналы
3. Сложение с числом, хранимым в памяти, и с содержимым *A*	2	Оперативная
4. Вычитание по модулю из *A* (смешанная система представления чисел) *	2	Оперативная
5. Сложение числа, хранящегося в памяти, с единицей (приращение)	2	Оперативная
6. Увеличение абсолютного значения числа, хранящегося в памяти, на единицу (прибавление) *	2	Оперативная
7. Уменьшение абсолютного значения числа, хранящегося в памяти, на единицу (убавление) *	2	Оперативная
8. Двойное сложение содержимого *A* и *L* с числом, хранящимся в памяти *	3	Оперативная
9. Логическое умножение на содержимое *A*	2	Любая память
10. Умножение на содержимое *A* и *L**	3	Любая память
11. Деление содержимого *A* и *L* на число, хранящееся в памяти *	6	Оперативная
Д. Команды «вход — выход»		
1. Передача содержимого канала в *A* *	2	Каналы
2. Передача содержимого *A* в канал *	2	Каналы
3. Логическое произведение (содержимого *A* и канала) передать в *A* *	2	Каналы
4. Логическое произведение передать в канал и *A* *	2	Каналы
5. Логическую сумму передать в *A**	2	Каналы
6. Логическую сумму передать в канал и *A**	2	Каналы
7. Результат операции «исключающее ИЛИ» передать в *A* *	2	Каналы

* Требуется команда расширения.

ная замена» для оперативной памяти, адреса ячеек которой получаются уменьшением кодов адреса на 2000 (в восьмеричной записи). Аналогично команда «перенос в память» определяется тем же самым кодом для адресов 4000—5777, а команда «замена А» — для адресов 6000—7777, причем обе команды относятся к оперативной памяти. Иначе говоря, команда может как изменяться в зависимости от адресов, так и оставаться одной и той же для всего адресного поля.

В табл. 6.5 перечислены обычные команды ЦВМ «Аполлон». В их число входят и те, которые обеспечивают обработку и сложение чисел с удвоенной точностью. Многие команды сходны между собой; они реализуются различными участками одних и тех же микропрограммных последовательностей. Входные и

выходные сигналы ЦВМ обрабатываются в основном в специальных регистрах, называемых каналами, которые не принадлежат главному адресному полю машины. В том варианте ЦВМ «Аполлон», который предшествовал нынешнему, это было не так: входные и выходные регистры были адресуемы для любой команды. Теперь же указанные каналы доступны только для групп команд «вход — выход». Ограниченная возможность дополнительного доступа к этим каналам обеспечивается регистром вспомогательного сумматора L и регистром возврата адреса Q, поскольку адресация к этим регистрам может быть осуществлена как с помощью кодов 1 и 2 главного адресного поля, так и через каналы 1 и 2. Это имеет большое значение для программиста, позволяя ему использовать в командах группы «вход — выход» операции «ИЛИ» и «исключающее ИЛИ».

Остальные команды, применяемые в ЦВМ «Аполлон», являются либо принудительными, либо зависимыми от адреса; они перечислены в табл. 6.6. Последние четыре являются скорее не командами, а операциями редактирования, применяемыми ко всем числам, которые записываются в четыре специальных адреса. Они указаны в таблице лишь потому, что в большинстве ЦВМ подобные операции имеют статус команд.

Таблица 6.6

Специальные команды

Команда	Число циклов обращения к памяти или адрес	Примечание
А. Непроизвольные		
1. Переход к программе прерывания с запоминанием c(Z) и c(B)	3	Ограниченное
2. Приращение +1	1	Счетчики
3. Приращение —1	1	Счетчики
4. Уменьшение абсолютного значения на 1	1	Счетчики
5. Сдвиг влево	1	Счетчики
6. Сдвиг влево и сложение с 1	1	Счетчики
Б. Зависящие от адреса		
1. Продолжение прерванной программы (индексация 0017)	2	
2. Расширение (передача управления 0006)	1	
3. Запрещение прерывания (передача управления 0004)	1	
4. Разрешение прерывания (передача управления 0003)	1	
5. Цикл вправо при каждом обращении	Адрес 20	
6. Сдвиг вправо при каждом обращении	Адрес 21	
7. Цикл влево при каждом обращении	Адрес 22	
8. Сдвиг вправо на 7 разрядов при каждом обращении	Адрес 23	

ЭЛЕМЕНТЫ ЦВМ «АПОЛЛОН»

Логические элементы

Разработка ЦВМ «Аполлон» началась в то время, когда производство микросхем только начиналось. На микросхемы возлагались большие надежды, но возможность реализации данной разработки на основе этих элементов еще не была доказана. Поэтому в макетных вариантах была применена феррит-транзисторная логика и такие же элементы предусматривались для самой машины. Однако в течение первого года разработки была доказана возможность использования микросхем в ЦВМ «Аполлон». Когда выяснилось, что можно наладить надежное производство микросхем по жестким техническим условиям, было принято решение о замене магнитных и транзисторных логиче-

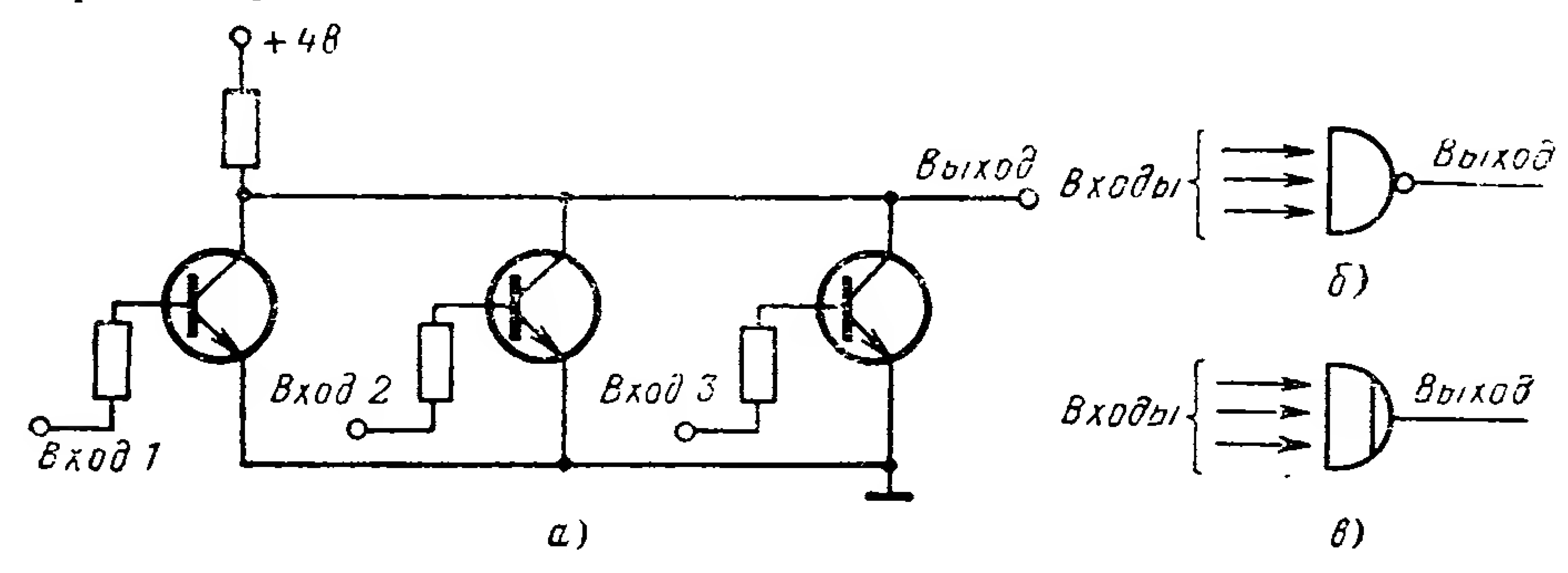


Рис. 6.5. Вентиль «НЕ/ИЛИ»:
а — эквивалентная схема вентиля НЕ/ИЛИ; *б* — схемное обозначение для вентиля НЕ/ИЛИ; *в* — схемное обозначение для обесточенного вентиля НЕ/ИЛИ (+4*в* отсоединен)

ских элементов микросхемами. В результате этого энергопотребление машины увеличилось втрое, но размеры и вес сократились наполовину, а основные технические показатели, включая быстродействие, улучшились вдвое. Более того, хотя это и не было известно с самого начала, значительно повысилась надежность логической части машины.

Одно из важных решений, принятых при разработке, состояло в использовании одного единственного типа микросхем для выполнения всех логических операций, что позволило в дальнейшем избежать разработки нескольких различных устройств. Нужна была логическая схема, способная выполнять все необходимые коммутационные операции и в то же время достаточно просто управляемая, легко проверяемая и технологичная в производстве. В качестве такого логического элемента был выбран вентиль «НЕ/ИЛИ», называемый модифицированной транзисторной логической схемой с непосредственными связями (рис. 6.5). Три параллельно включенных транзистора вместе с четырьмя сопротивлениями образуют вентиль с тремя входами, имеющий

нагрузочный множитель по выходу около 5, задержку порядка 20 наносекунд и потребляющий мощность примерно 12 милливатт. Последние модификации этой схемы обладают теми же характеристиками, но потребляют мощность 5 милливатт. Диапазон рабочих температур для этих схем — от 0 до 70° С.

Не следует недооценивать важность применения единой схемы. В каждой машине используются тысячи логических элементов и, если отвлечься от случаев резервирования, каждый из них одинаково важен. Действительно, применяемые способы резервирования в большинстве случаев основаны на предположении о случайности отказов. С другой стороны, новые элементы и схемы их компоновки приводят обычно к новым, не известным заранее характерным типам отказов, которые делают ложными основные предположения, лежащие в основе примененных способов резервирования. Поэтому важно, чтобы высокая надежность была обеспечена для каждого элемента схемы. Она лучше всего достигается путем стандартизации и может быть доказана лишь оценками, получаемыми на больших выборках. Если бы в ЦВМ «Аполлон» был применен второй тип логических микросхем, то общее количество логических элементов можно было бы сократить примерно на 20%, однако ясно, что это оказалось бы ложной экономией, так как ни для одного из двух типов схем не было бы накоплено такое большое среднее время между отказами при столь высоких границах достоверности, как для одной универсальной схемы «НЕ/ИЛИ».

Логические соотношения, выражаемые известными операциями $\cap$, $\cup$, —, («И», «ИЛИ», «НЕ»), легко реализуются с помощью операции N («НЕ/ИЛИ»). Так, двоичные функции «И—ИЛИ» реализуются двухуровневой схемой типа «НЕ/ИЛИ». Действительно, функция «НЕ/ИЛИ» трех переменных

$$N(x, y, z) = \bar{x} \cap \bar{y} \cap \bar{z}.$$

В то же время функции «И» тех же переменных есть $x \cap y \cap z$, а функция «ИЛИ» $x \cup y \cup z$. Сравнивая между собой эти выражения, получаем

$$N(x, y, z) = \bar{x} \cap \bar{y} \cap \bar{z} = \overline{x \cup y \cup z}.$$

Операция «НЕ», или инверсия, выражается функцией «НЕ/ИЛИ» от одной переменной, т. е. $\bar{x} = N(x)$. Сложные булевы соотношения появляются, как правило, лишь в тех случаях, когда машине приходится иметь дело с нарушениями непрерывной последовательности счета, либо с комбинаторной логикой. Последовательные операции предполагают запоминание, и главным запоминающим логическим элементом служит триггер. Триггер образуется из двух схем «НЕ/ИЛИ», если выходной сигнал каждой подается на один из входов другой, а на всех остальных входах в нормальном состоянии имеется нулевой сигнал. Если в какой-то момент на одном из этих входов появляется сигнал, соответ-

ствующий единице, триггер переводится в одно из двух возможных состояний; когда же равным единице становится сигнал на свободном входе второго плеча схемы, триггер переходит во второе состояние. Чаще всего условие перехода триггера в некоторое состояние возникает при одновременном достижении заданных уровней двумя или более сигналами. Для обнаружения такого совпадения необходимо выполнение операции «НЕ/ИЛИ» вне самого триггера; кроме того, дополнительная операция «НЕ/ИЛИ» требуется для обращения (инверсии) входных сигналов.

Часто возникает необходимость выполнять операцию «НЕ/ИЛИ» над переменными, число которых превышает три, а также управлять с помощью одной выходной величины более чем пятью входами. Для этого схемы «НЕ/ИЛИ» можно комбинировать так, чтобы увеличить число входов или выходов, либо то и другое. Число входов увеличивается при соединении выходов обесточенных вентилей с выходом вентиля, на который подано питание. При этом число входов оказывается втрое больше общего числа вентилей. Число выходов увеличивается при соединении выходов всех вентилей, находящихся под напряжением. В этом случае увеличивается как число входов, так и число выходов, однако первое не может быть использовано, поскольку каждый входной сигнал должен поступать на столько входов, сколько вентилей, находящихся под напряжением, соединено вместе. Это делается для насыщения транзисторов, коэффициент усиления которых по току ограничен. При одновременном применении рассмотренных способов оказывается возможным, однако, повысить как число входов, так и число выходов схемы.

Характерный пример использования логических элементов «НЕ/ИЛИ» в ЦВМ «Аполлон» — триггеры центрального регистра. Цифры передаются с одного регистра на другой через общую систему проводников, называемых шинами записи. Выбор передающих и принимающих триггеров происходит с помощью импульсов считывания, и, соответственно, импульсов записи, подаваемых на вентили, которые либо запрашивают, либо переводят в необходимое состояние триггеры соответствующего регистра. На рис. 6.6 показана примерная схема, подобная применяемым в центральных регистрах ЦВМ «Аполлон», состоящая из трех триггеров. Пунктирные линии на схеме указывают на существование других регистров, кроме трех показанных. Наклонные штрихи, стоящие после наименований сигналов, обозначают обратную полярность. Так, шина записи нормально находится в «единичном» состоянии, которое изменяется на «нулевое» в то время, когда происходит передача единицы. Предположим, что в регистре 1 содержится единица, т. е. на верхнем вентиле его триггера выходной сигнал соответствует нулю. В тот момент, когда сигнал считывания 1/, нормально единичный, становится нулевым, на выходе вентиля считывания («содержание 1») полу-

чается единица. Она проходит через объединяющий вентиль шины считывания, инвертор и выходной усилитель, в результате чего сигнал шины считывания/ становится нулем. Пусть одновременно с сигналом считывания 1/становится нулевым сигнал записи 2/. Тогда совпадение нулей на вентиле записи регистра 2

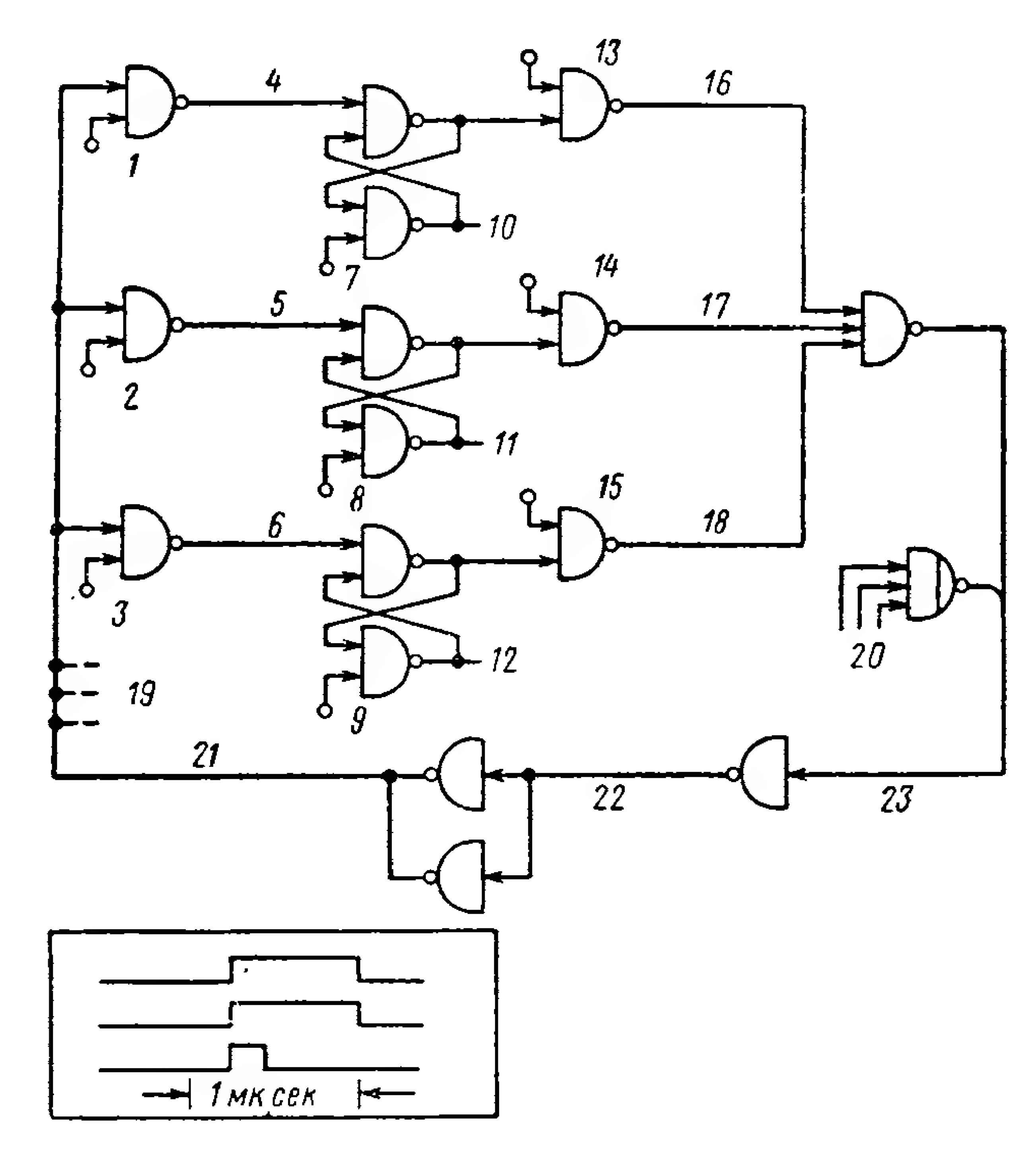


Рис. 6.6. Пример схемы на вентилях «НЕ/ИЛИ», образующей один разряд в центральных регистрах ЦВМ «Аполлон»:

1 — запись 1/; *2* — запись 2/; *3* — запись 3/; *4* — установка 1; *5* — установка 2; *6* — установка 3; *7* — очистка 1; *8* — очистка 2; *9* — очистка 3; *10* — регистр 1; *11* — регистр 2; *12* — регистр 3; *13* — считывание 1/; *14* — считывание 2/; *15* — считывание 3/; *16* — содержание 1; *17* — содержание 2; *18* — содержание 3; *19* — к другим регистрам; *20* — от других регистров ; *21* — шина записи/; *22* — шина считывания; *23* — шина считывания/

образует единичный сигнал на входе верхнего вентиля его триггера, что соответствует записи в регистр двоичной единицы.

Если в регистре 1 содержался нуль, на шине записи останется единица, и на верхнем вентиле регистра 2 не появится никакого входного сигнала, который установил бы его триггер в другое состояние. Импульс очистки 2, проходящий всегда в течение первой половины сигнала записи 2, сбросит триггер в нулевое состояние, в котором тот и останется. В случае же, когда передается единица, сигнал установки 2 триггера продолжает суще-

ствовать и после окончания импульса очистки 2, вынуждая, таким образом, регистр возвратиться в единичное состояние. Итак, одновременное наличие сигналов считывания 1/, записи 2/ и короткого импульса очистки 2 приводит к передаче содержимого регистра 1 в регистр 2. При этом может быть изменено лишь содержимое регистра 2. Регистр 1 и регистр 3 сохраняют содержащуюся в них информацию. На рис. 6.6 показан пример увеличения числа входных цепей, работающих на один выход, путем смешивания нескольких сигналов «содержание» для формирования одного сигнала «шина считывания/». Увеличение числа выходных цепей, управляемых одним входом, обеспечивается здесь параллельным включением двух вентилей, передающих сигнал на шину записи.

Основной проблемой, относящейся к конструктивному выполнению логической части бортовой ЦВМ, является создание межсхемных соединений в цепях передачи сигналов. Действительно, на эти соединения затрачивается около трех четвертей всего объема ЦВМ «Аполлон». В основном используются два типа соединений: соединения навитой проволокой между модулями и сварные матрицы — внутри модулей.

Шасси, в котором размещается блок модулей, имеет форму короба или подноса. ЦВМ «Аполлон» состоит из двух таких блоков: один — для логического устройства, устройства питания и модулей связи с другими системами, другой — для устройства памяти и модулей вспомогательных устройств. Соединения между модулями осуществляются с помощью имеющихся на шасси 15 000 гнезд-выводов, проходящих сквозь дно короба и выступающих с наружной его стороны в виде штырьков квадратного сечения. Собственные выводные штифты модулей вставляются в гнезда шасси. Электрические соединения между выводами модулей осуществляются без пайки или сварки соединительными проводами (рис. 6.7), концы которых плотно накручиваются на штырьки и прижимают к ним штифты модульных выводов. Такой способ монтажа обладает рядом преимуществ: соединения выполняются автоматом, затрачивающим всего несколько секунд на одну цепь и работающим по программе, вводимой с перфокарты; при необходимости схема соединений может быть легко изменена; соединительный провод может обойти ряд контактов; надежность соединений чрезвычайно высока, поскольку здесь исключены точечные контакты, создаваемые за счет изгибных напряжений. Кроме того, этот тип соединений может сочетаться с ручным монтажом, необходимым в тех случаях, когда для улучшения передачи слабых сигналов проводники свиваются между собой, либо когда требуется применение специальных толстых проводников, способных пропускать большие токи.

При создании ЦВМ «Аполлон» одной из основных целей была реализация электронных схем в виде маленьких, легко сменяемых блочков. При этом имелось в виду упрощение их произ-

водства, проверок, облегчение поиска неисправностей и экономичный ремонт. Такое дробление схем может быть проведено лишь до определенного предела, пока оно не приводит к чрезмерному снижению общей плотности конструкции машины, поскольку ясно, что запасы места в космическом корабле весьма

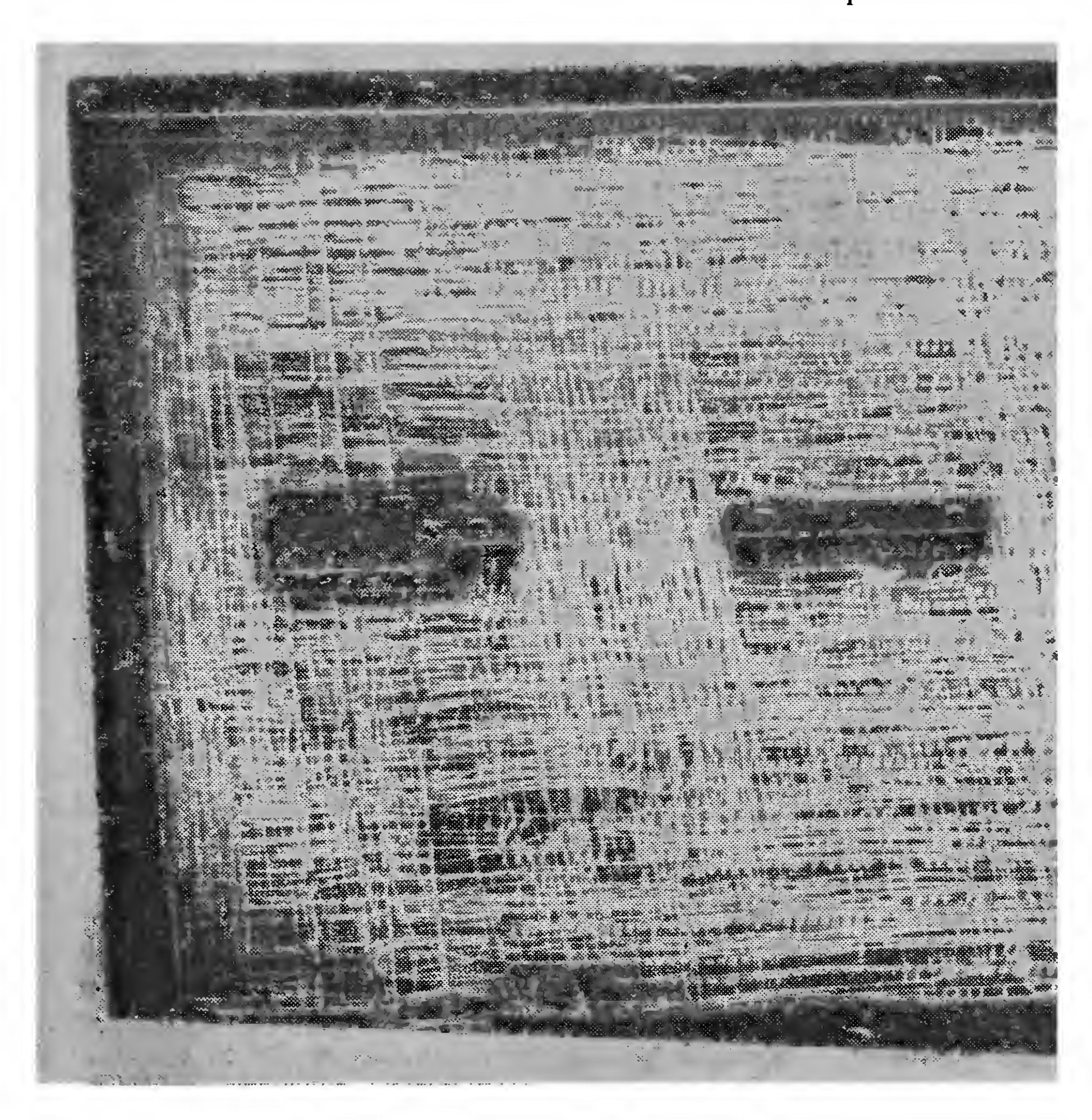


Рис. 6.7. Межсхемные соединения одного из блоков, выполненные навитой проволокой

ограничены. При разработке была признана целесообразной конструкция из 24 модулей, каждый из которых содержит 120 элементарных микросхем, разделенных на две независимые группы по 60 (рис. 6.8). Каждый вентиль с потребляемой мощностью 12 *мв* представляет собой элементарный микромодуль; шестьдесят таких вентилей — элементов — образуют схему, имеющую 72 штырька для ввода и вывода сигналов. Более новые

вентили с потребляемой мощностью 5 *мвт* объединены благодаря более благоприятным условиям теплопередачи по два в одном микромодуле. 30 таких элементов образуют подгруппу, в которой опять оказываются соединенными вместе 60 вентилей, связанных с остальной частью машины через 72 вывода. Модули имеют те же размеры, так что элементы с малым потреблением мощности смонтированы в два раза плотнее, чем элементы с большим потреблением. Соответственно увеличению плотности монтажа вентилей была удвоена и плотность расположения выводов интегральных схем и штырей на панели блока.

Основной способ связи внутри модулей — матричный. 60 вентилей каждого интегрального элемента располагаются в один

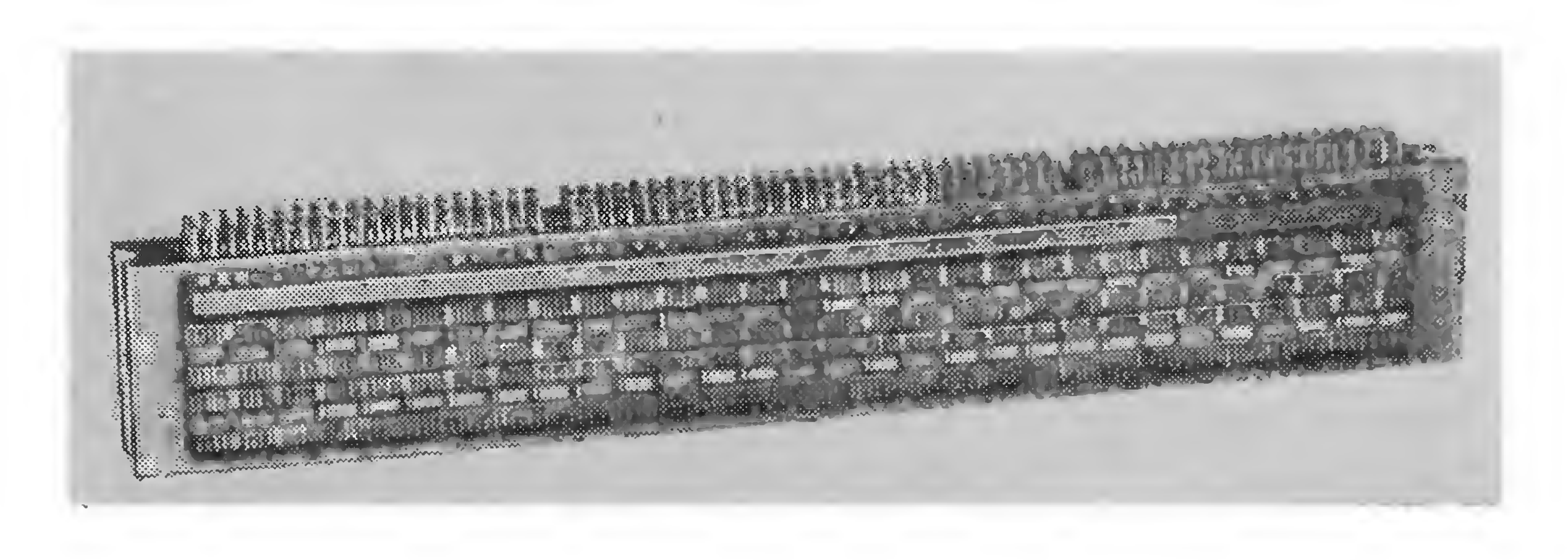


Рис. 6.8. Логический модуль, состоящий из 120 микромодулей

ряд. Система вертикально расположенных проводников, перпендикулярных направлению этого ряда, обеспечивает связь со всеми выводными точками вентилей. Горизонтальные проводники, параллельные ряду, передают сигналы между вентилями и от вентилей к выводам интегральной схемы. Соединения между горизонтальными и вертикальными элементами образующейся таким образом матрицы, а также между этими элементами и контактными штырьками выполняются с помощью точечной сварки. Этот метод разработан при создании одной из более ранних бортовых машин, чтобы избежать трудностей, связанных с холодно-паяными соединениями.

Особую проблему в рассматриваемой ЦВМ составляют цепи питания. Ток, потребляемый маломощными вентилями, равен примерно 6 *а*, а вентилями с большим потреблением — 13 *а*. Чтобы расход энергии был возможно меньше, ток, отбираемый логическим устройством машины от источника питания, должен передаваться при очень малом напряжении. Кроме того, в нулевых шинах схемы недопустимо существование переменных токов такой амплитуды или частоты, которые могли бы привести к случайному срабатыванию вентилей. Для этого на панелях каждого блока все выводы, которые должны иметь нулевой потенциал,

соединяются сеткой толстых переплетенных проводников. Каждая группа из 60 вентилей имеет нулевую шину, которая связана с этой сеткой в трех равноотстоящих точках, так что образуется несколько путей для свободного отвода токов. Другая цепь пи-

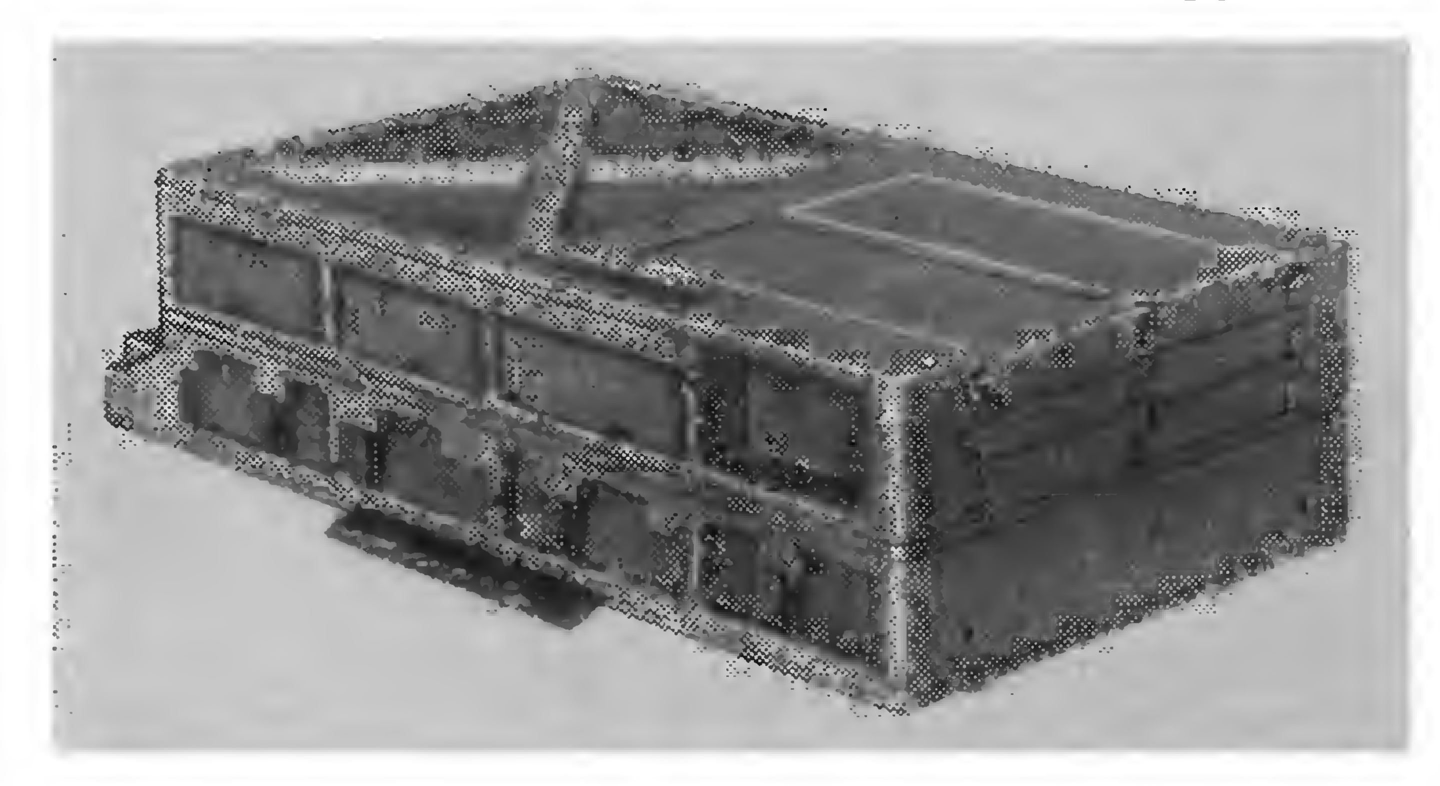


Рис. 6.9. Макет ЦВМ «Аполлон» — вид спереди

тания, в которую подается положительное напряжение, образуется аналогичной сеткой, соединяемой с положительной шиной каждого из модулей в двух точках шины.

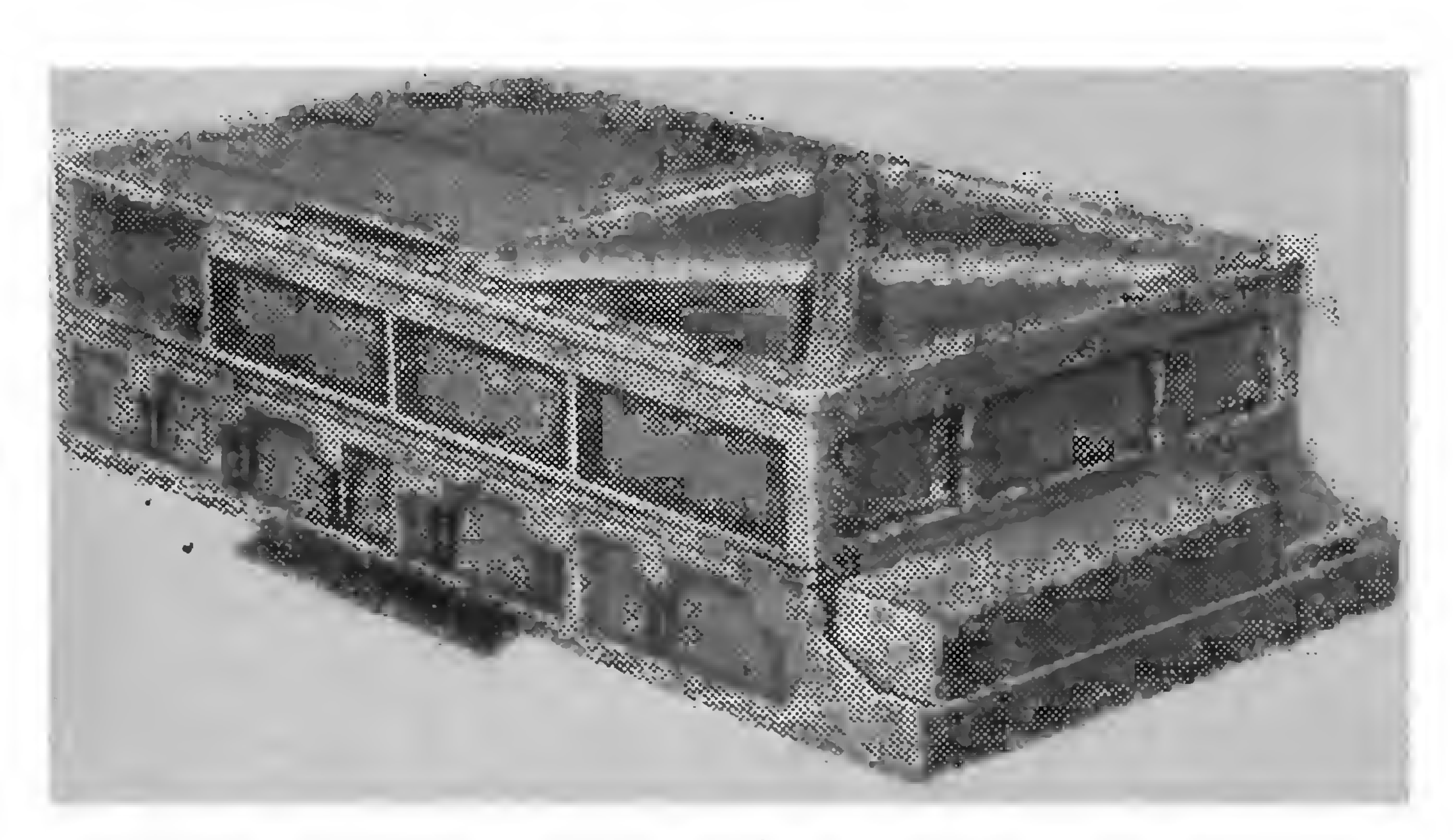


Рис. 6.10. Макет ЦВМ «Аполлон» — вид сзади

Основой конструкции шасси блока ЦВМ «Аполлон» является каркас из алюминиевого сплава, на котором модули закреплены с помощью зажимных винтов, обеспечивающих хорошую теплопередачу от модулей к шасси. В свою очередь, шасси привинчено к специальной охлаждающей плате. Макет ЦВМ «Аполлон» показан на рис. 6.9 и 6.10. На рис. 6.9 представлен вид спереди; видны контуры шести модулей постоянной памяти. Один из них

несколько выдвинут. На рис. 6.10, где представлен вид машины сзади, видна соединительная плата, закрытая технологическими крышками. Деления на линейке нанесены через дюйм (2,54 *см*).

Устройство памяти

Оперативная память ЦВМ «Аполлон» наследует основные черты ранее существовавшего логического устройства, построенного на сердечниках и транзисторах. Она представляет собой традиционную систему ферритовых сердечников, работающую по принципу совпадения токов. Используемые в ней ферриты сочетают в себе высокую прямоугольность гистерезисной петли и сравнительно низкую чувствительность к температуре. Кроме того, схемы на кремниевых транзисторах, управляющие оперативной памятью, изменяют свои выходные сигналы в зависимости от температуры таким образом, что сердечники оказываются способными нормально работать в широком диапазоне температур — от 0 до 70° С. Выборка по принципу совпадения токов позволяет упростить схему, но скорость при этом получается ниже, чем в случае линейной выборки. Для ЦВМ «Аполлон» это оказывается выгодным, поскольку постоянное запоминающее устройство уже предопределяет достаточно длительный цикл обращения к памяти. Массив памяти объемом в 2048 кодов смонтирован в виде плоских матриц 32×64, выполненных для достижения высокой надежности сплошными проводниками. Матрицы сложены таким образом, что умещаются в модуль объемом 150 $см^3$ совместно с двумя диодами на каждую линию выборки. Токи прямого и обратного направления в каждой шине выборки возбуждаются с помощью двусторонней транзисторной переключательной схемы. Выбор одной из 32 шин производится с помощью 12 переключательных схем в матрице 8×4; выбор одной из 64 шин производится в матрице 8×8.

Принцип действия переключательной схемы показан на рис. 6.11. Транзисторы управляются магнитными сердечниками, что создает, по крайней мере, два преимущества перед чисто транзисторной схемой: малые размеры и запоминание адреса, позволяющее осуществлять регенерацию кодов. В переключательном устройстве экономия элементов схемы также достигается за счет быстродействия. Хронирование токов управления переключающими сердечниками производится по длительности тока записи в запоминающем устройстве, составляющей 2 микросекунды. В каждой из двух схем управления выборкой используются два формирователя тока с управляемыми временами нарастания — один для считывания, другой для записи (рис. 6.12). Еще 16 таких формирователей используются для возбуждения разрядных шин, которые обеспечивают управление на стадии записи внутри цикла работы запоминающего устройства. Амплитуда тока определяется перепадом напряжения в

прямом направлении на кремниевом переходе в транзисторе, в результате чего температурная компенсация изменений коэрцитивной силы достигается без каких-либо усложнений схемы.

Выходной сигнал сердечника запоминающего устройства имеет величину около 50 *мв*. Трансформаторная связь с усилителями считывания (рис. 6.13) обеспечивает подавление общего

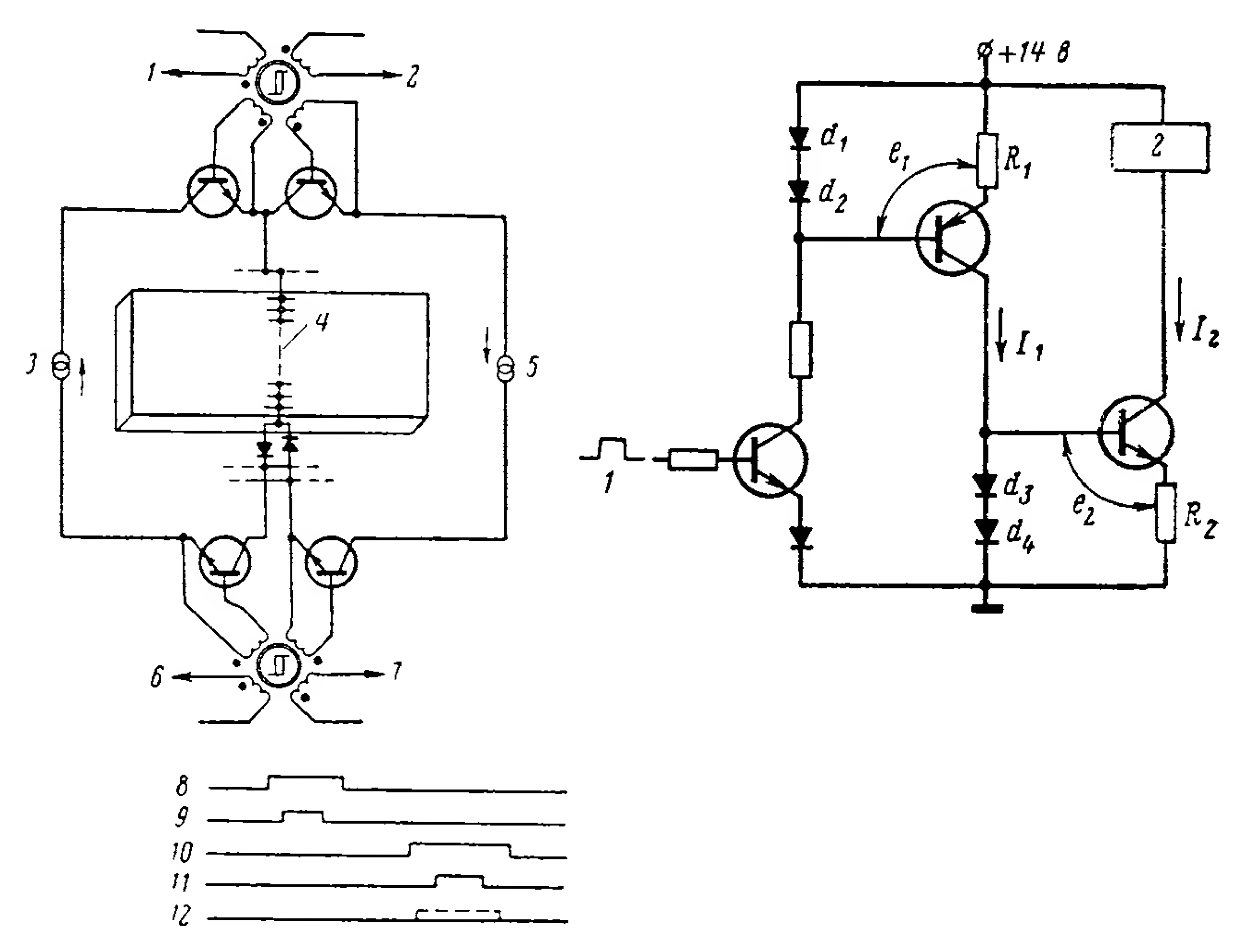


Рис. 6.11. Схема переключательного устройства оперативной памяти:

1 — верхний ток выборки 40 *ма* (один из восьми); 2 — ток восстановления 80 *ма*; 3 — ток считывания 300 *ма*; 4 — одна из 64 линий выборки; 5 — ток записи 300 *ма*; 6 — нижний ток выборки 40 *ма* (один из восьми); 7 — ток восстановления 80 *ма*; 8 — токи выборки; 9 — ток считывания; 10 — ток восстановления; 11 — ток записи; 12 — ток запрета в цифровой плоскости

Рис. 6.12. Схема формирователя регулируемого импульсного тока:

1 — управляющий импульс; 2 — нагрузка

Примечание. I_1 регулируется с помощью R_1, d_1, d_2 и e_1, I_2 — с помощью R_2, d_3, d_4, e_2 и I_1

уровня шумов и удвоение напряжения. Первые каскады усилителей собраны по дифференциальной схеме и работают в линейном режиме (усилители класса А). Вторые каскады обеспечивают различение сигналов по уровню, выпрямление и селекцию, или стробирование, сигнала. Имеется также цепь, задающая три различных опорных напряжения для усилителей считывания и обладающая температурными свойствами, при которых колебания амплитуды сигнала и уровня шумов в запоминающем устройстве компенсируются.

Усилители считывания выполнены в виде интегральных схем, в которых реализуются все достоинства, присущие полупроводниковым схемам, изготавливаемым из одной заготовки. Если усилители строятся по дифференциальной схеме, то возникает проблема идентичности элементов, а именно, должно быть достигнуто равновесие плеч внутри каждого усилителя и усилители одной группы должны одинаково работать при общих опорных напряжениях. В усилителях, собираемых из отдельных элементов, много времени и труда тратится на определение и подбор соответствующих друг другу схемных элементов. В то же время

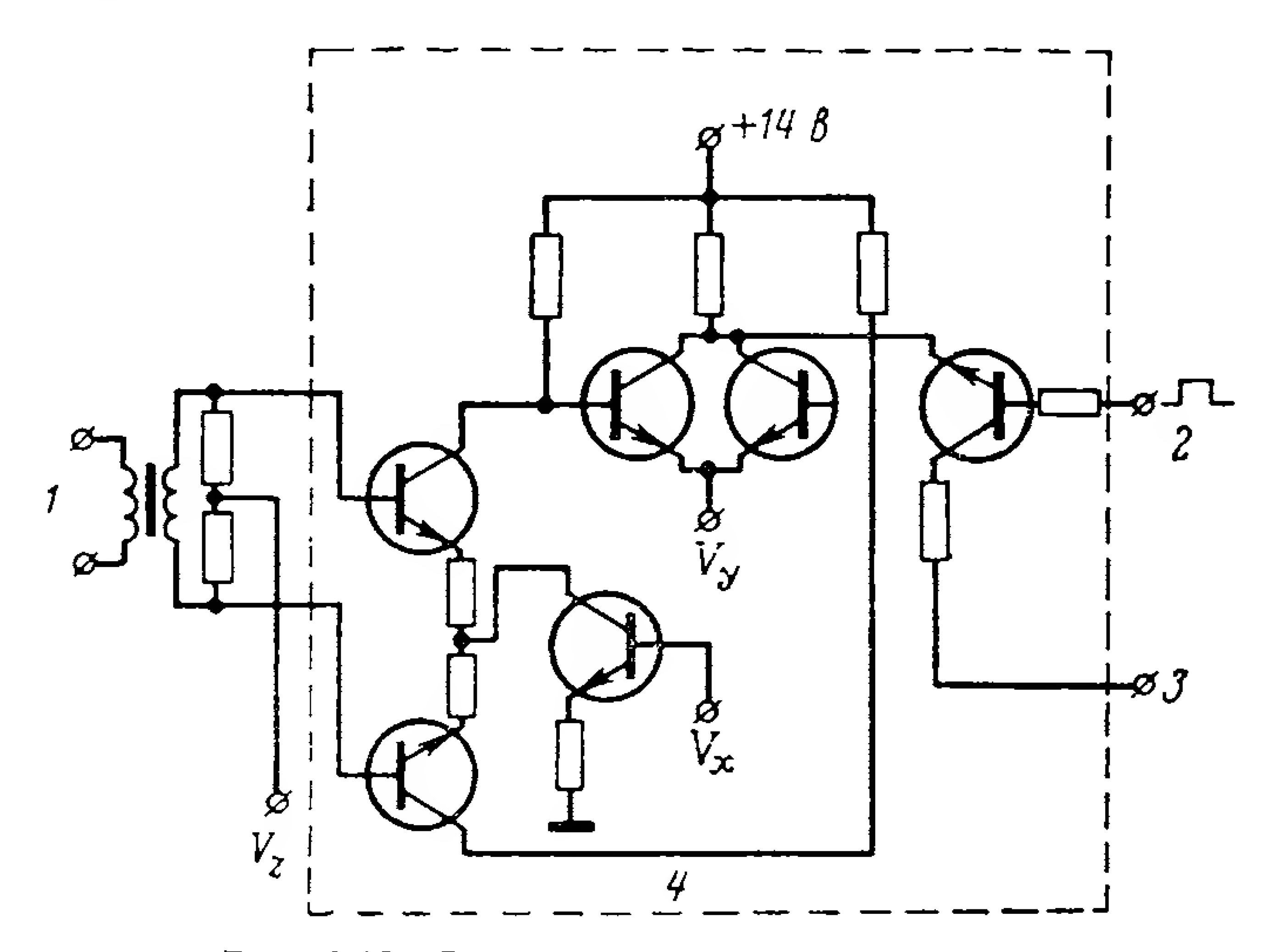


Рис. 6.13. Схема усилителя считывания:
1 — вход (от линии считывания); *2* — стробирующий импульс; *3* — выход; *4* — интегральная микросхема; V_x, V_y, V_z — опорные напряжения

в интегральной схеме это соответствие достигается относительно легко благодаря чрезвычайному сходству между транзисторами, изготавливаемыми из одного и того же кристалла кремния и подвергаемыми одной и той же химической обработке. Аналогично обстоит дело и с однородностью различных усилителей. Усилители, принадлежащие к одной и той же партии, в процессе изготовления, как правило, получаются весьма сходными по своим свойствам, а имеющиеся различия легко регулируются с помощью внешних подстроечных сопротивлений. На проверки интегральных усилителей считывания в процессе изготовления и на выполнение программы надежности затрачивается едва ли больше труда и средств, чем на те же работы с усилителями, собираемыми из отдельных элементов. По существу, поскольку речь идет в основном об уровне идентичности, для интегральных схем следует ожидать даже меньших затрат.

Будучи гораздо сложнее используемых в ЦВМ «Аполлон» схем «НЕ/ИЛИ», усилители считывания применяются в гораздо меньшем количестве (32 на всю машину), так что для каждого усилителя осуществимы более обширные испытания и более тщательная отбраковка, чем для вентильных схем «НЕ/ИЛИ», число которых в машине превосходит 5000. Качество усилителей считывания оказалось превосходным: за миллион машино-часов работы не было зарегистрировано ни одного случайного отказа. Малые размеры усилителей позволяют легко следить за их температурой и поддерживать ее примерно равной температуре сердечников. Хотя практически сложилось так, что усилители считывания были «слабым звеном» в устройствах памяти вычислительных машин, рассматриваемый здесь усилитель, выполненный в виде интегральной схемы, как уже доказано, находится, по крайней мере, на одном уровне с остальными электронными элементами запоминающего устройства.

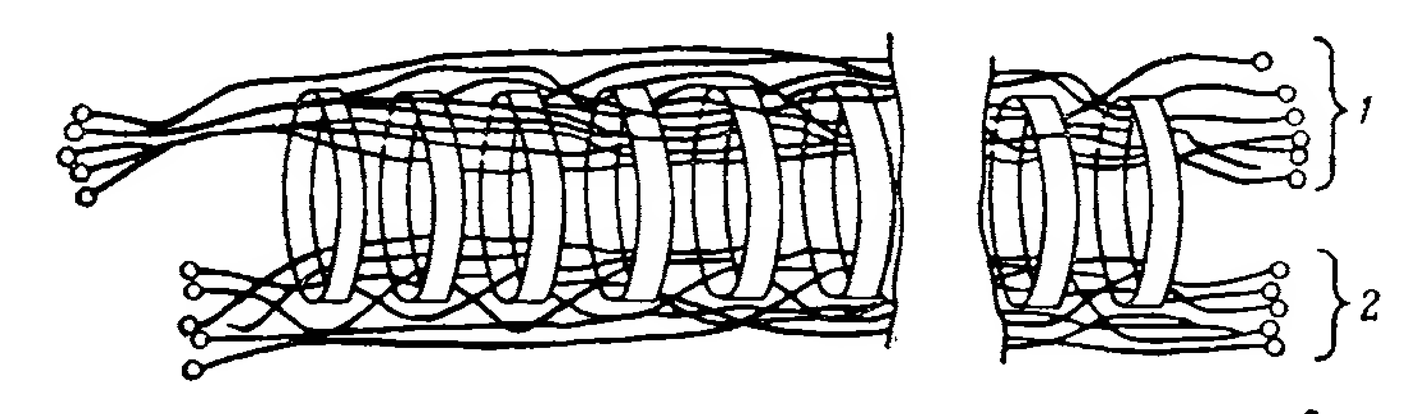


Рис. 6.14. Структура постоянной памяти:
1 — провода считывания (для передачи информации); *2* — провода запрета (для выбора сердечника)

Постоянное запоминающее устройство (ПЗУ), разработанное Массачусетским технологическим институтом для ЦВМ «Аполлон», относится к трансформаторному типу и построено на использовании тороидальных сердечников (рис. 6.14). Ее первые модели внешне походили на связку сердечников или жгут, в связи с чем этот тип устройств получил американское обозначение «жгутовой памяти» (core rope memory) (рис. 6.15 и 6.16). Многопроводная структура этой памяти придает ей свойство декодирования адресов, приводящее, однако, к тому, что время цикла у нее получается бо́льшим, чем у других видов трансформаторной памяти с внешним декодированием адресов. Плотность записи информации в памяти этого типа очень высока, составляя, примерно, 100 единиц информации на 1 *см*³, причем в этот объем входят все управляющие и считывающие электронные схемы, соединения и конструктивно-монтажные детали. Высокая плотность хранения информации достигается посредством «запоминания» большого числа двоичных знаков на каждом магнитном сердечнике. Элемент хранимой информации есть единица, когда провод считывания пронизывает сердечник, и нуль, когда он проходит снаружи. Общее количество элементов информации, кото-

Рис. 6.15. Первая модель устройства постоянной памяти

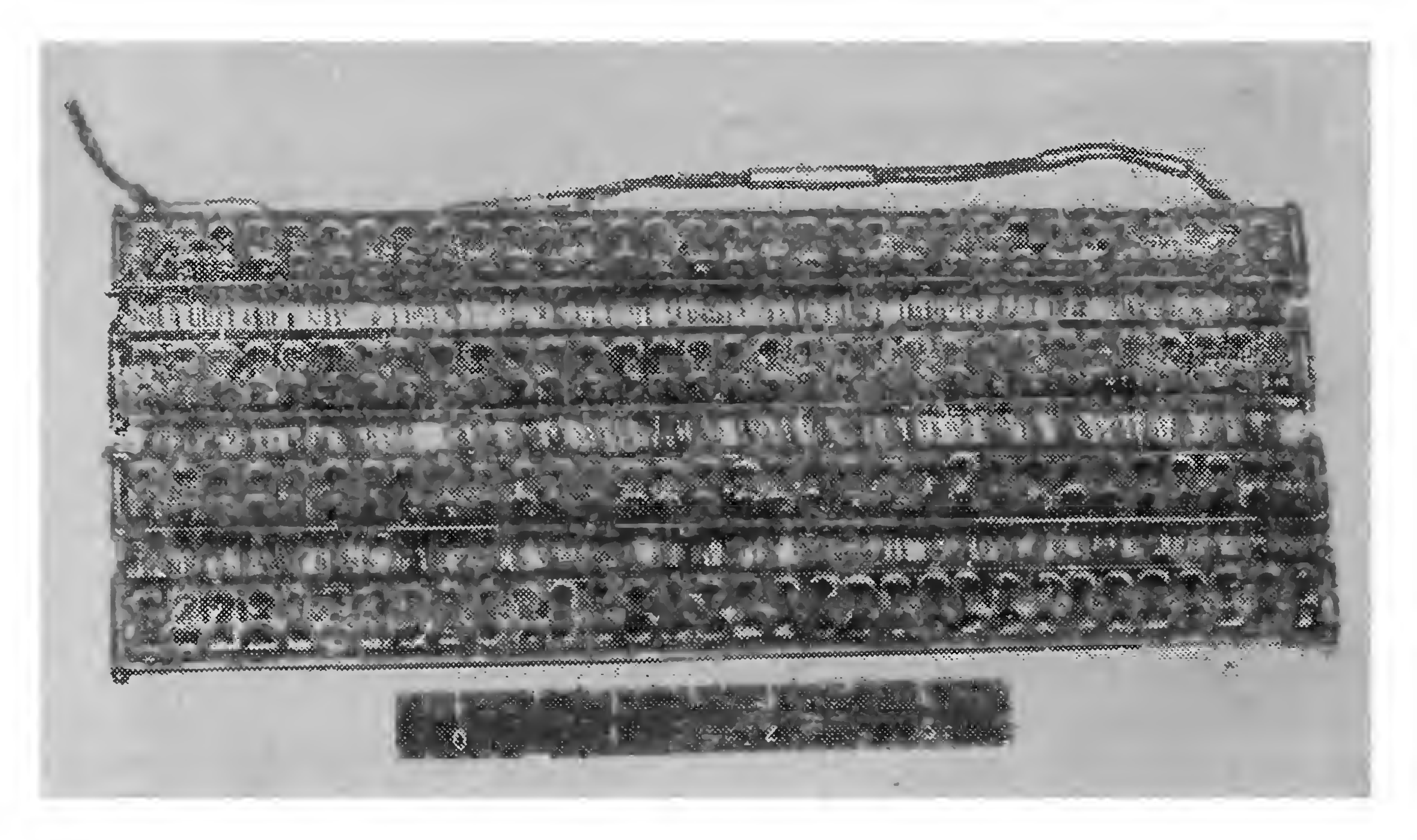


Рис. 6.16. Один из первых вариантов устройства постоянной памяти (1963 г.)

рое можно разместить в таком устройстве, равно числу сердечников, умноженному на число проводов считывания, которым можно прошить каждый сердечник. Память ЦВМ «Аполлон» состоит из шести модулей (рис. 6.17). В каждом модуле имеется 512 сердечников и 192 провода считывания и, следовательно, содержится 192×512=98 304 элементов информации. Эта информация определена прошивкой сердечников: как только модуль изготовлен, ни один элемент информации не может быть изменен ни умышленно, ни непреднамеренно иначе, чем путем физического разрушения либо вследствие выхода из строя одного или не-

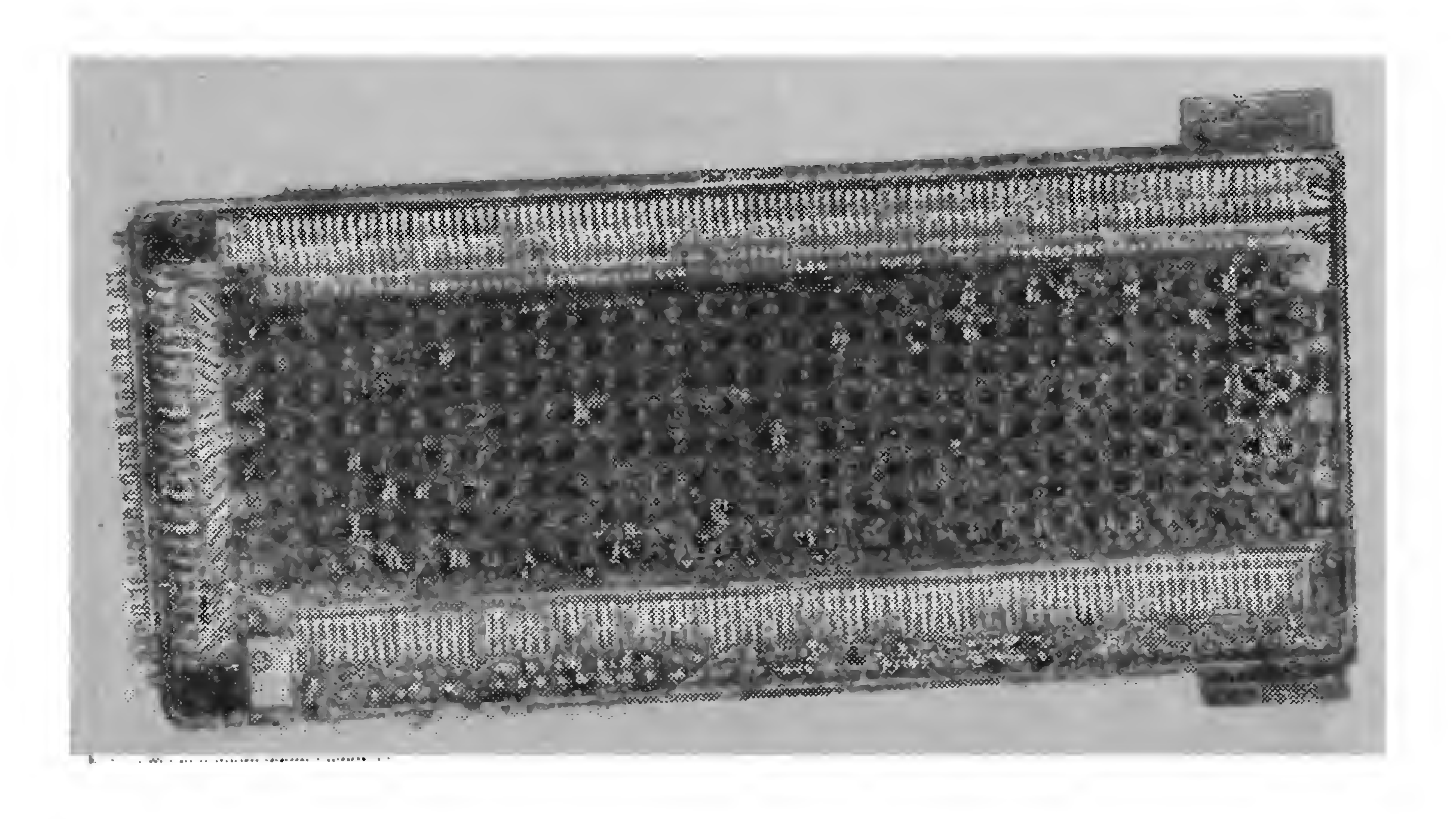


Рис. 6.17. Модуль постоянной памяти ЦВМ «Аполлон»

скольких полупроводниковых диодов, о работе которых будет говориться в следующем разделе.

При работе постоянной памяти происходит перемагничивание сердечника, в результате чего в каждом проводе считывания, проходящем сквозь данный сердечник, наводится напряжение. Одновременно считывается лишь один код, т. е. из 192 проводов считывания к усилителям считывания подключаются лишь 16, и с тех из них, где имеется напряжение, считываются единицы. Итак, в каждом сердечнике хранится 12 кодов. В каждом модуле имеется переключающая схема, обеспечивающая передачу на выход модуля только одного из 12 кодов. Схема построена на диодах и сопротивлениях (рис. 6.18), соединенных таким образом, что выходы проводов считывания блокируются, когда на их диоды подано встречное смещение ($d5$ и $d6$), и, наоборот, сигнал может быть передан на выход, когда смещение прямое ($d1$ и $d2$). Второй коммутирующий каскад, состоящий из диодов $d3$ и $d4$,

предназначен для передачи на усилители считывания выходного сигнала одного из шести модулей. В каждый момент происходит передача сигнала только по выбранному проводу в выбранном модуле; все прочие блокированы одной или двумя группами запертых диодов. Все диоды, обеспечивающие необходимую выборку, размещаются внутри модулей, чтобы число выходных разъемов каждого модуля было возможно меньшим. Приложение напряжений, обеспечивающих необходимую выборку модуля и провода считывания, к соответствующим выводам является лишь частью процесса декодирования адреса, внешней по отношению

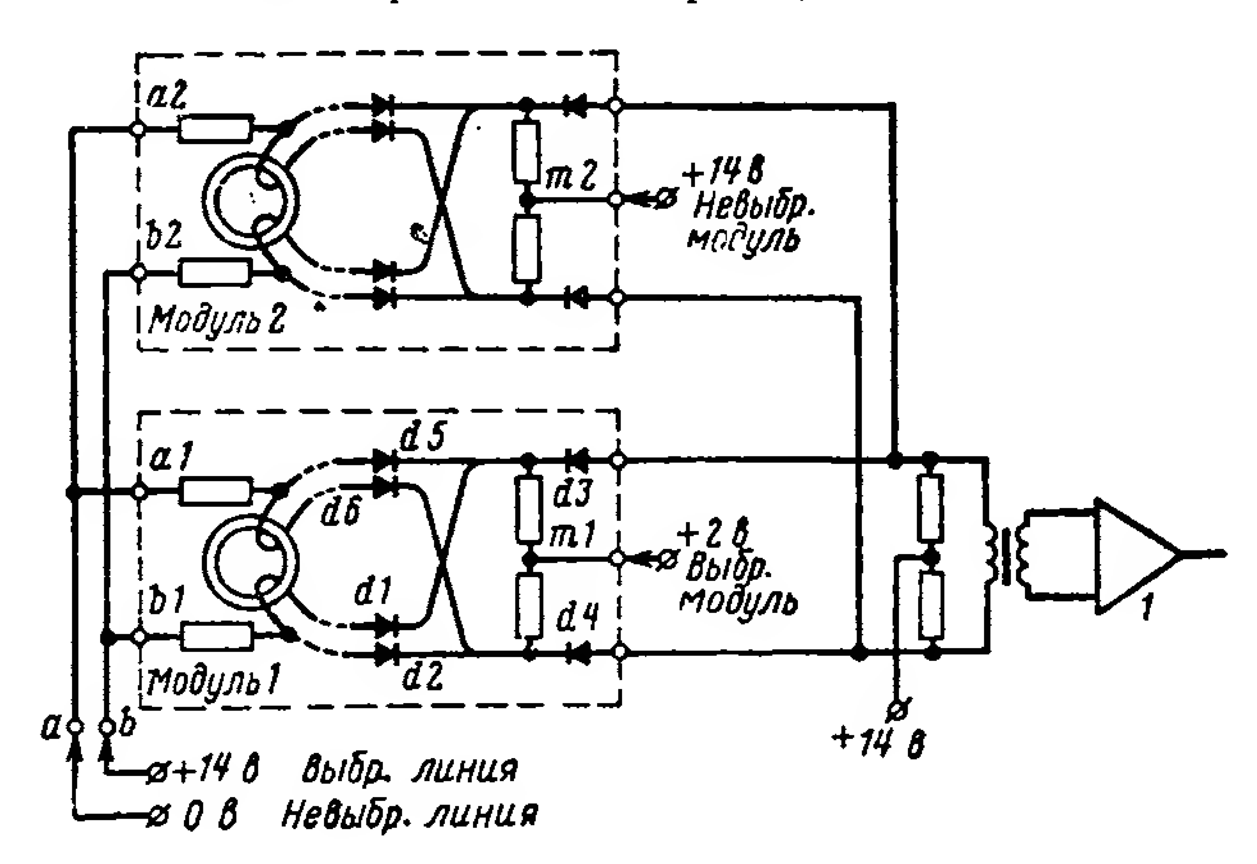


Рис. 6.18. Упрощенная схема выборки постоянной памяти:
1 — усилитель считывания

к модулям; остальная часть этого процесса выполняется внутри модулей.

Перемагничивание единственного из всех сердечника в модуле обеспечивается следующим образом. Во-первых, подается перемагничивающий ток, который, вообще говоря, может возбудить сигнал в 128 сердечниках. На весь модуль с 512 сердечниками имеется четыре линии передачи такого тока. Во-вторых, одновременно с возбуждающим подается ток запрета на одну из половин всей группы в 128 сердечников. Для его передачи имеется соответственно две линии. Далее, на одну из половин каждой из полугрупп подается в то же самое время еще один ток запрета. Для этого имеются еще две линии и т. д. Итак, путем последовательного деления групп пополам токи запрета, посылаемые еще по шести парам линий, оставляют в конце концов лишь один незапрещенный сердечник. В каждый момент времени ток запрета течет лишь в одной линии из каждой пары; всего имеется восемь таких пар для выбора одного из 2^7 сердечников, причем семь пар соответствуют семи нижним разрядам адреса. Восьмая пара, логически избыточная, работает в зависимости от

четности адреса. Эта избыточность используется для уменьшения силы тока, необходимого для каждой из линий запрета. После того как выбранный сердечник перемагничен, через все сердечники пропускается ток возврата. При этом изменит свое состояние лишь тот сердечник, который был перед этим перемагничен, а усилители считывания могут быть опрошены лишь во время перемагничивания, или установки сердечника, либо при его возврате в исходное состояние, т. е. в любой из периодов рассматриваемого цикла. Таким образом информация выводится из памяти. Уровень шумов при возврате получается по ряду причин ниже, чем при установке, но время выборки, т. е. время, необходимое для считывания содержимого ячейки памяти после того как ее адрес задан, при этом получается бо́льшим. В ЦВМ «Аполлон» применяются оба варианта считывания; в более новых вариантах машины принято более длительное время выборки, что восполняется более ранней выработкой адреса.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЦВМ С ДРУГИМИ СИСТЕМАМИ

Обмен информацией между ЦВМ «Аполлон» и окружающими ее системами (рис. 6.19) отнимает значительную часть времени работы многих узлов машины. При ее разработке была сделана попытка свести к минимуму количество различных типов схем, участвующих в этом обмене. Это привело к значительному упрощению технических решений, облегчению производства и проверок машины. Такой подход существенно сказался на построении всей системы, что стало возможным благодаря активному сотрудничеству между разработчиками отдельных подсистем и комплексными подразделениями. Природа информации, передаваемой от одной системы к другой, может быть различной. В некоторых случаях информация передается в ЦВМ и из нее непосредственно в форме машинных кодов. В процессе предстартовой подготовки и во время полета корабля между ЦВМ и наземным оборудованием осуществляется радиосвязь.

Из-за большого различия скоростей поступления информации на корабль и передачи ее на Землю связь эта реализуется существенно разными способами. Каналы связи, по

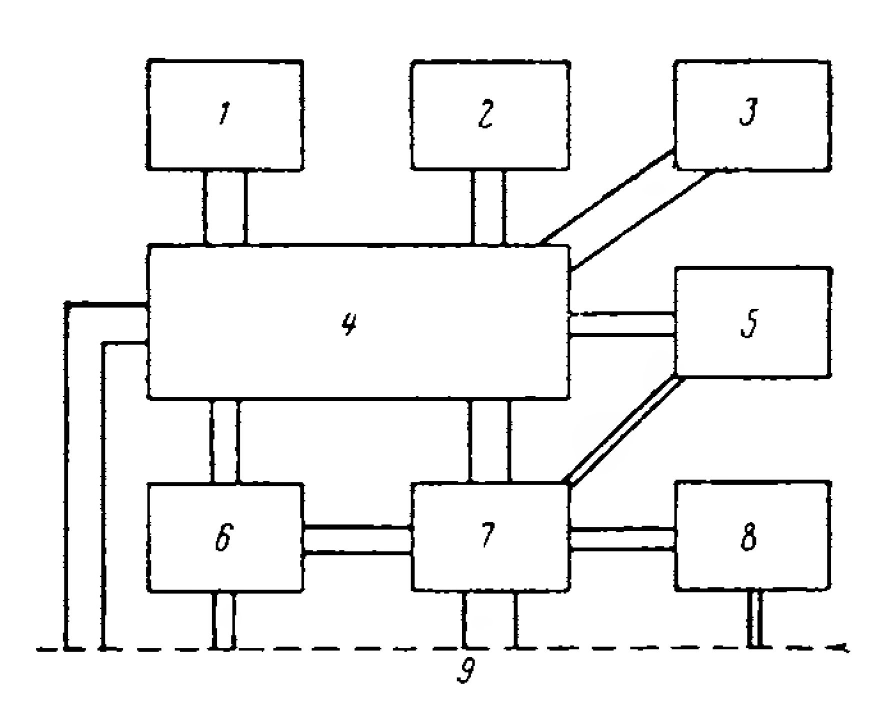


Рис. 6.19. Упрощенная диаграмма связей в системе навигации и наведения корабля «Аполлон»:

1 — инерциальный измеритель; 2 — пульт управления системой навигации и наведения; 3 — оптические приборы; 4 — устройства питания и исполнительные органы (аналогово-электронные); 5 — устройства согласования телеметрических сигналов; 6 — блоки связи; 7 — ЦВМ «Аполлон»; 8 — клавишно-индикаторное устройство ЦВМ «Аполлон»; 9 — корабль

которым информация передается на Землю, работают при относительно высоких скоростях (50 машинных слов, или 800 элементов информации, в секунду), и передача эта построена таким образом, чтобы на нее затрачивался минимум рабочего времени машины. Соответствующая схема содержит значительное число элементов. Она переводит коды из параллельной формы, в которой они хранятся в триггерном регистре, в последовательную и посылает поочередно единицы информации в центральную синхронизирующую систему космического корабля. В линиях приема машинной информации для перевода кодов из последовательной формы в параллельную используются циклы работы запоминающего устройства. На каждый двоичный элемент информации затрачивается один цикл, и максимальная допустимая скорость равна 160 элементам в секунду. Число дополнительных элементов, предусматриваемых для приема информации, невелико. Процедура перевода последовательных кодов в параллельные, аналогичная применяемой в приемных каналах связи, используется также при выводе кодов на индикаторные цифровые устройства. Кроме того, она реализуется при поступлении данных из радиолокационной измерительной системы и в случае необходимости может быть использована для связи между двумя ЦВМ, стоящими в командном и экспедиционном модулях космического корабля.

Передача инкрементной информации (информации в приращениях) сходна с передачей в последовательном коде в том отношении, что сводится к посылке серии импульсов по единственному каналу. Различие состоит в том, что при инкрементной информации каждый импульс представляет одну и ту же величину, тогда как при последовательной информации, где применяется позиционная система счисления, числовые значения двух соседних импульсов различаются в два раза. Для образования числового кода приемник инкрементной информации должен подсчитать импульсы, а приемник последовательной информации формирует код путем сдвига импульсных сигналов в некотором регистре. Представление информации в инкрементной форме было применено как средство стандартизованной передачи аналоговых данных при сохранении высокой точности.

Преобразование углов поворота кардановых колец или же углов, снимаемых с оптических приборов, в инкрементную форму осуществляется непосредственно в аналого-цифровых блоках связи корабля, куда поступают сигналы с электрических датчиков угла. Другим возможным способом, не требующим дополнительного преобразования в блоках связи, является измерение отрезков времени между обращениями сигналов с электрических датчиков в нуль, но из-за усложнения аппаратуры затраты при этом получились бы не меньшие. Акселерометры системы управления «Аполлон» являются инкрементными датчиками по своей природе, вырабатывая один импульс на каждую единицу изме-

нения скорости. Инкрементная передача используется также при передаче сигналов управления углами из ЦВМ на гироскопы и блоки связи, а также при управлении тягой двигателей и в некоторых операциях вывода данных на индикаторные устройства корабля. Импульсы посылаются отдельными группами, или «пачками», при фиксированной частоте следования. Для получения непрерывных импульсных последовательностей потребовались бы умножители частот импульсов, что привело бы к увеличению объема аппаратуры.

Дискретные сигналы представляют собой отдельные двоичные цифры либо небольшие группы цифр, которые являются командами либо сигналами обратной связи для выполнения дискретных действий, например, электрических коммутаций, переходов к новой фазе полета, запуска двигателей, начала индикации и многих других аналогичных управляемых операций. Индикаторная часть ЦВМ связана с самой машиной сериями дискретных сигналов, несущих закодированную информацию. Хотя для этой цели была бы пригодна последовательная форма передачи, она оказалась бы менее экономичной, поскольку количество элементов информации, которое требуется передавать, невелико. ЦВМ является первоисточником сигналов, синхронизирующих работу всех систем космического корабля; она вырабатывает около двадцати видов временных импульсных сигналов для различных подсистем, входящих в системы наведения и навигации.

Объем связей ЦВМ «Аполлон» с другими системами и характеристики некоторых сигналов приведены соответственно в табл. 6.7 и 6.8.

Таблица 6.7

Сводные данные о связях ЦВМ «Аполлон»

Количество дискретных входов	73
Количество входных импульсных сигналов (последовательных и инкрементных)	33
Количество дискретных выходных сигналов постоянного тока	68
Количество переменных выходных импульсных сигналов (последовательных, инкрементных и дискретных)	43
Количество фиксированных импульсных выходов	10
Количество проводов связи	365

В разработку системы управления «Аполлон» были заложены некоторые из принципов, выработанных на основе опыта создания более старых систем управления ракетами: электрическая изоляция и асинхронизм. Электрическая изоляция — это важный момент, под которым подразумевается и буквальная и вторая, логическая сторона дела. ЦВМ связана с минусом источника питания в единственной точке, в результате чего исключаются так называемые «заземленные контуры». Непосредственные (резисторные) связи по линиям передаваемых сигналов устраняются

Таблица 6.8

Характеристики некоторых последовательных и инкрементных сигналов связи

Назначение	Последовательный (П) или инкрементный (И)	Вид сигнала	Максимальная скорость передачи	Чем выполняется
Линия цифровой передачи на Землю	П	50 посылок по 40 импульсов в каждой	51,2 *кгц*	Специальная цепь
Линия цифрового приема с Земли	П	Не более 10 посылок по 16 импульсов	1 *кгц*	Счетчик приращений
Внутренние линии цифровой передачи на корабль	П	Не более 10 посылок по 16 импульсов	3,2 *кгц*	Счетчик приращений
Индикация положения корабля (расстояния от Земли)	П	Не более 2 посылок по 16 импульсов	3,2 *кгц*	Счетчик приращений
Радиолокационная линия связи	П	Не более 10 посылок по 16 импульсов	3,2 *кгц*	Счетчик приращений
Углы кардановых колец платформы и оптических приборов	И	Любое число импульсов вплоть до максимального	6,4 *кгц*	Счетчик приращений
Приращения скорости, измеренной маятниковыми импульсными акселерометрами	И	Любое число импульсов от 0 до максимального	3,2 *кгц*	Счетчик приращений
Подача корректирующих моментов на гироскопы	И	Случайные посылки, содержащие от 0 до 2^{14} импульсов	3,2 *кгц*	Счетчик приращений
Управление тягой двигателей	И	Случайные посылки, содержащие от 0 до 2^{14} импульсов	3,2 *кгц*	Счетчик приращений
Управление угловым положением двигателей	И	Случайные посылки, содержащие от 0 до 2^{11} импульсов	3,2 *кгц*	Счетчик приращений

с помощью трансформаторов либо коммутаций, осуществляемых реле, или же достигается развязка цепей постоянного тока с помощью высокоомных сопротивлений. Входные и выходные цепи (рис. 6.20) строятся так, чтобы неправильные соединения вне машины, например, замыкания на корпус, не приводили к ее повреждению. Возможность асинхронного приема машиной входной информации, т. е. такого приема, который не связан с хронизирующими импульсами, весьма желательна, поскольку при

этом требуется лишь минимальное число опорных сигналов для получения информации извне ЦВМ, а также уменьшается число сигналов, которыми машина обменивается с другими системами. Этот принцип особенно важен по отношению к сигналам, назначение которых состоит в прерывании нормального хода программы.

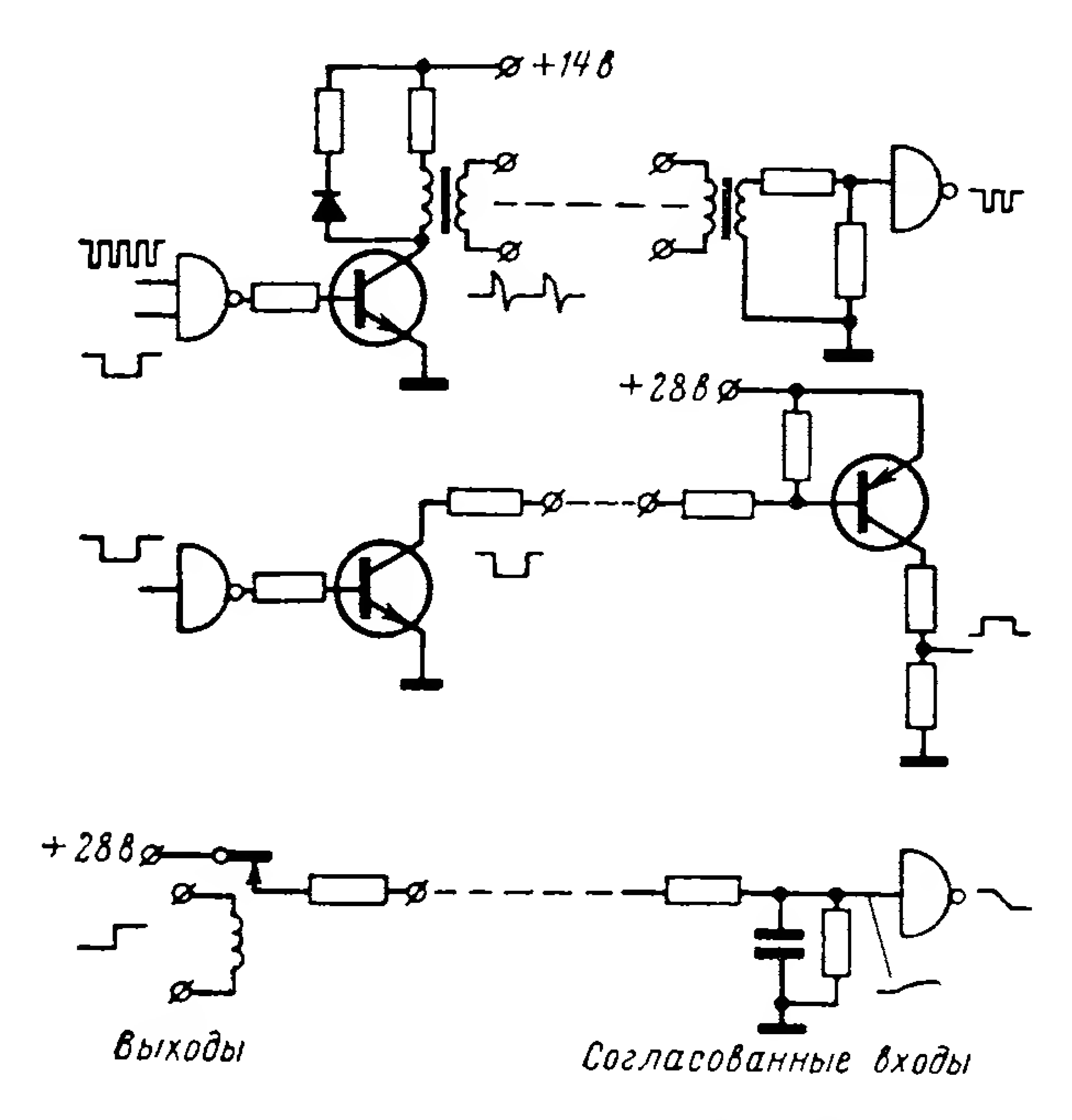


Рис. 6.20. Примеры цепей связи ЦВМ «Аполлон»

Входные сигналы

Входные сигналы в инкрементной или последовательной форме поступают в специальные ячейки оперативной памяти, называемые «регистрами-счетчиками». Эти регистры специально предназначены для запоминания входных сигналов; импульсы, принимаемые машиной, прерывают программную последовательность на короткое время, в течение которого один из этих регистров опрашивается и его содержание модифицируется. В каком именно регистре-счетчике и какого рода модификация происходит, определяется конкретным входным сигналом, на который должна отреагировать машина. Поскольку имеется 29 таких регистров, необходимо иметь определенные средства, обеспечивающие согласование одновременных запросов для обслуживания нескольких регистров-счетчиков. Устройство, которое выполняет эту функцию и, кроме того, обеспечивает упомянутый выше принцип асинхронизма, называется схемой приоритета счетчика. По-

ступающие импульсы временно запоминаются в этом устройстве до того момента, в который они могут быть направлены дальше. Если в состоянии ожидания находится более чем один запрос, предпочтение отдается тому, который направляется в регистр-счетчик с меньшим адресом.

Когда начинается цикл «ввод в приращениях», схема приоритета передает в регистр S адрес регистра-счетчика с наивысшим приоритетом, запрос которого предстоит выполнять. Практически одновременно производится выбор способа модификации содержимого регистров-счетчиков после прихода в них информации. Этот выбор определяется источником запроса. Так, если это один из приемных счетчиков информации в последовательном коде, производится сдвиг кода. Если запрос приходит по получении на вход «единицы», то после сдвига к содержимому регистра-счетчика прибавляется «единица» в младшем разряде; если же на вход поступил «нуль», то не добавляется ничего. После того как данный регистр заполнен, посылается запрос на прерывание программы. В счетчиках, являющихся приемниками инкрементной информации, производится сложение содержимого младшего разряда с $+1$ или -1 в зависимости от того, положительный или отрицательный сигнал запроса поступил на вход.

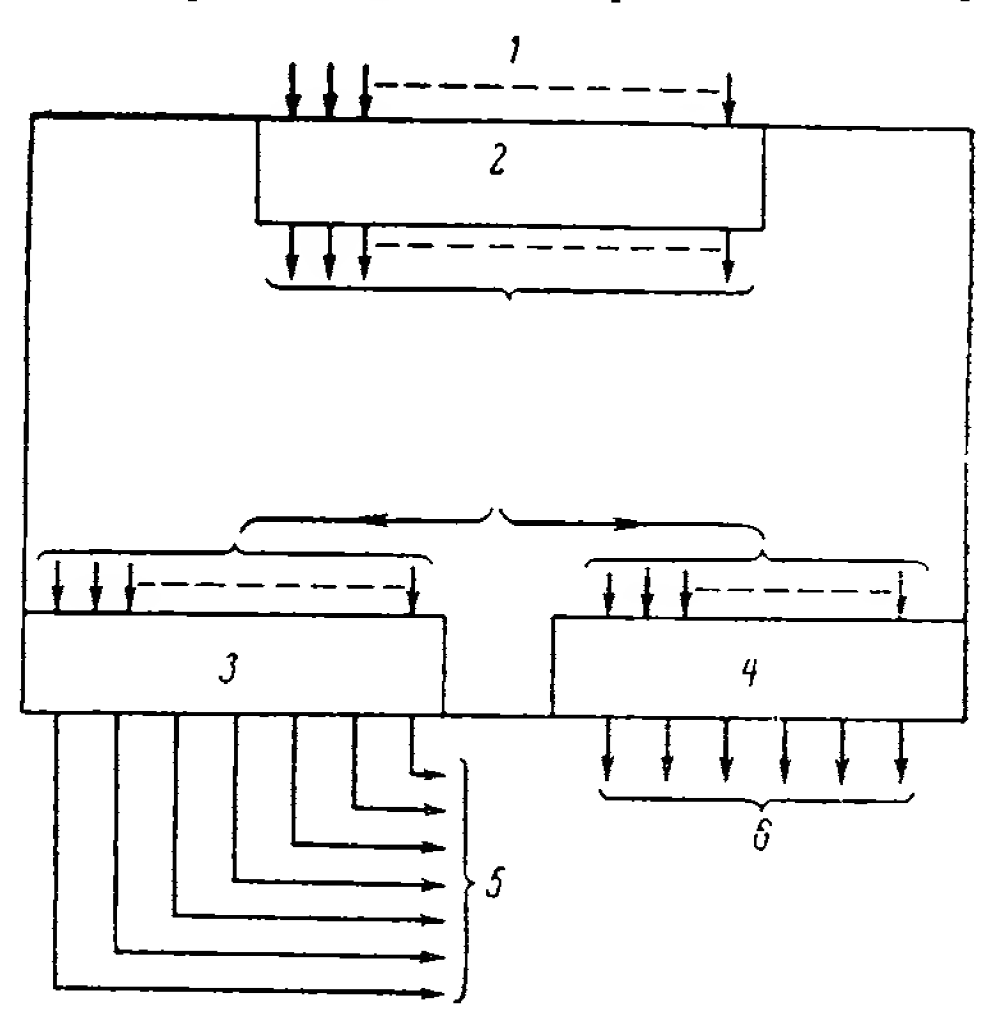


Рис. 6.21. Структура схемы приоритета счетчиков:

1 — входы счетчиков (от цепей связи); *2* — буферное устройство памяти на триггерах; *3* — определение функции; *4* — определение приоритета; *5* — требуемая модификация (считывание, вычитание, сдвиг 1, сдвиг 0, минус, плюс); *6* — адрес выбранного счетчика

Поскольку коды счетчиков находятся в оперативной памяти, они могут быть непосредственно переданы в обработку по любой программе. Каждое приращение или сдвиг в регистре-счетчике занимает один цикл работы запоминающего устройства, так что общая скорость счета должна быть ограничена, чтобы избежать чрезмерных затрат рабочего времени машины. В некоторых случаях из-за этого требуется, чтобы между входными цепями для приема информации и схемой приоритета была еще логическая схема, которая ограничивала бы частоту следования входных импульсов заданным уровнем.

Различаются два типа дискретных сигналов, поступающих на вход ЦВМ — прерывающие и непрерывающие — причем последних гораздо больше, чем первых. Входные сигналы, которые не приводят к прерыванию программы, могут быть получены по командам канала ввода — вывода данных. Такие сигналы существуют либо в форме импульсов постоянного тока, поступающих через фильтр на логический вентиль, либо в виде сигналов переменного тока, поступающих через трансформаторную связь на триггер, который перебрасывается в процессе их считывания. Прерывающие входные сигналы, появляясь там, откуда они могут быть считаны, объявляют, кроме того, о своем присутствии устройству управления ЦВМ, вынуждая его выработать команду на прерывание программы. Для обеспечения нормальной работы при наличии асинхронизма входных сигналов используется промежуточная схема приоритета, подобная применяемой для определения приоритета регистра-счетчика; она разрешает неопределенность в случае одновременного появления двух или более прерывающих запросов (рис. 6.21). В ближайший допустимый момент времени эта схема посылает команду на передачу управления по определенному адресу, а машина считывает по своей программе сигналы с соответствующих входов и производит необходимые операции. Затем работа по первоначальной программе возобновляется в той точке, на которой произошло ее прерывание. Ни одна из прерывающих программ не занимает более нескольких миллисекунд рабочего времени машины.

Выходные сигналы

За одним важным исключением все преобразования параллельных кодов в последовательные либо в инкрементные импульсные посылки производятся в ЦВМ «Аполлон» с помощью регистров-счетчиков. Исключение составляет довольно сложная схема передачи информации на Землю, упоминавшаяся выше. Она обеспечивает высокую скорость передачи без затрат рабочего времени машины. Последовательные выходные сигналы вырабатываются с помощью регистров-счетчиков, содержащих информацию, которую необходимо передать. На схему приоритета счетчика посылаются 15 последовательных сдвигающих запросов, причем каждый раз, когда при сдвиге образуется переполнение, на трансформаторное выходное устройство посылается импульс, представляющий «единицу». Если переполнения не происходит, то на другое выходное устройство посылается импульс, представляющий «нуль». Такова самосинхронизированная форма последовательной передачи, вполне аналогичная приему информации с помощью входных регистров-счетчиков последовательного действия.

Инкрементная передача производится путем посылки числа в выходной регистр-счетчик и возбуждения схемы приоритета им-

пульсами постоянной частоты следования 3200 1/*сек*. В результате каждого срабатывания счетчика содержимое выходного регистра уменьшается на единицу самого младшего разряда, стремясь к нулю. Выходной импульсный сигнал передается каждый раз по одной из двух линий в зависимости от знака числа, стоящего в регистре-счетчике. Когда это число обращается в нуль, периодическое возбуждение схемы приоритета прекращается и импульсная посылка заканчивается. Таким способом из любого выходного регистра могут быть переданы посылки, содержащие от 1 до 16 384 импульсов.

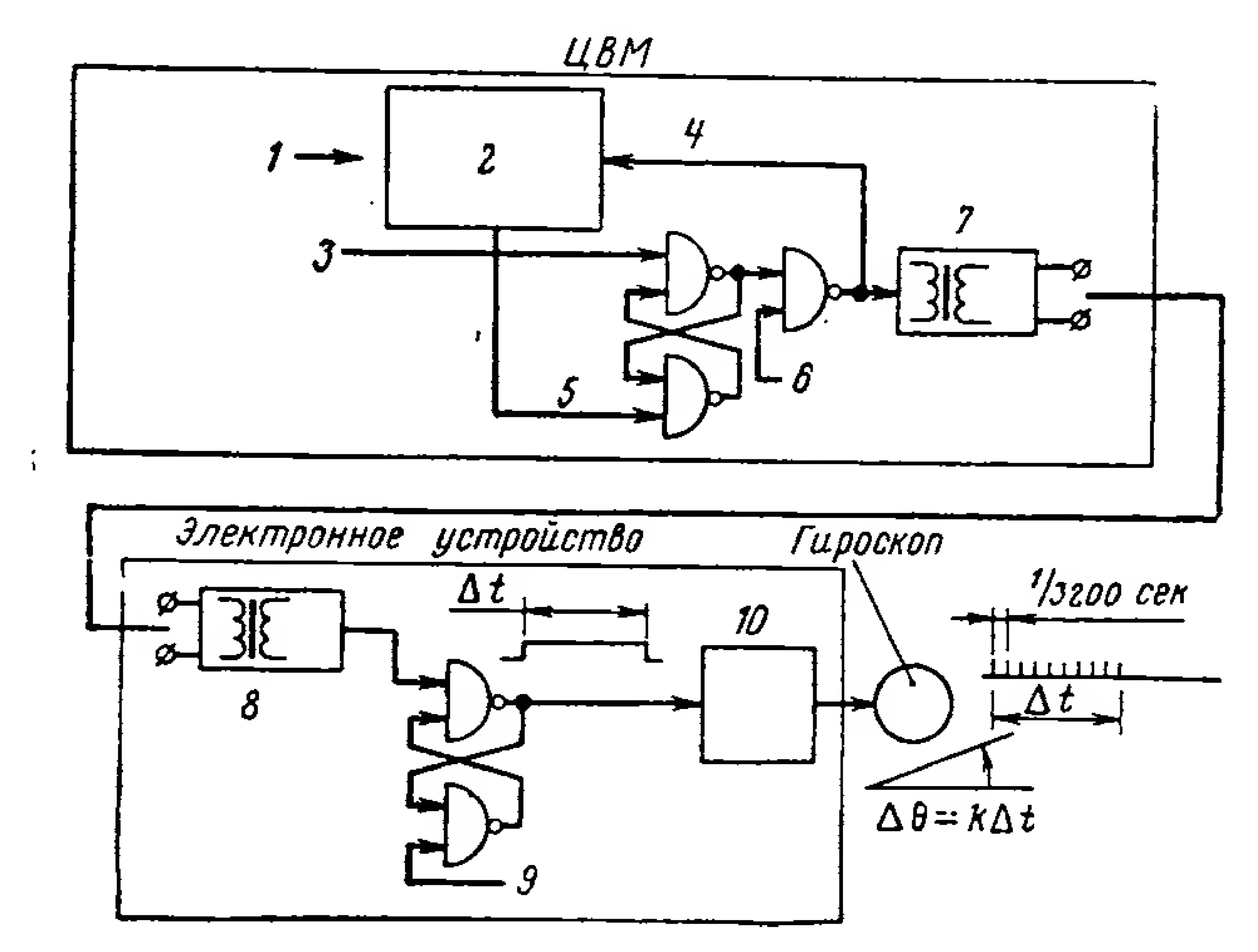


Рис. 6.22. Преобразование «цифра-аналог» посредством регулирования:

1 — подача на счетчик программной последовательности импульсов (3200 Δt); *2* — регистр-счетчик и связанные с ним цепи; *3* — начало; *4* — вычитание; *5* — в счетчике — нуль; *6* — 3200 импульсов в секунду; *7* — схема связи; *8* — схема связи; *9* — 3200 импульсов в секунду (опорная последовательность); *10* — устройство управления током

В аппаратуре системы управления корабля «Аполлон» применяются два способа преобразования вида цифра — приращение — аналог. Простейший из них используется для формирования сигналов коррекции гироскопов (рис. 6.22). Во время прохождения импульсной посылки открывается цепь подачи тока от прецизионного источника и через датчик момента пропускается количество электричества, пропорциональное требуемому углу поворота гироскопа. Для осуществления такого преобразования необходим всего один прецизионный элемент, но для запоминания результата требуется внешняя память. В рассмотренном случае функцию этой памяти осуществляет гироскоп, запоминающий угол своего поворота. Второй способ преобразования (рис. 6.23) реализуется с помощью триггерного счетчика и потенциометрической цепочки сопротивлений. Число, содержащееся в счетчике,

управляет переключением прецизионных сопротивлений, включенных в схему операционного усилителя, выходной сигнал которого в результате оказывается пропорциональным этому числу. Цепи прецизионных сопротивлений размещаются в аналого-цифровом блоке связи. С целью уменьшения числа связей передача информации от ЦВМ в эти устройства производится в инкрементной форме. Для такого типа преобразования нужно несколько прецизионных элементов, однако внешней памяти не требуется. Поэтому полученные таким способом аналоговые сигналы в форме напряжений годятся для управления устройствами типа ука-

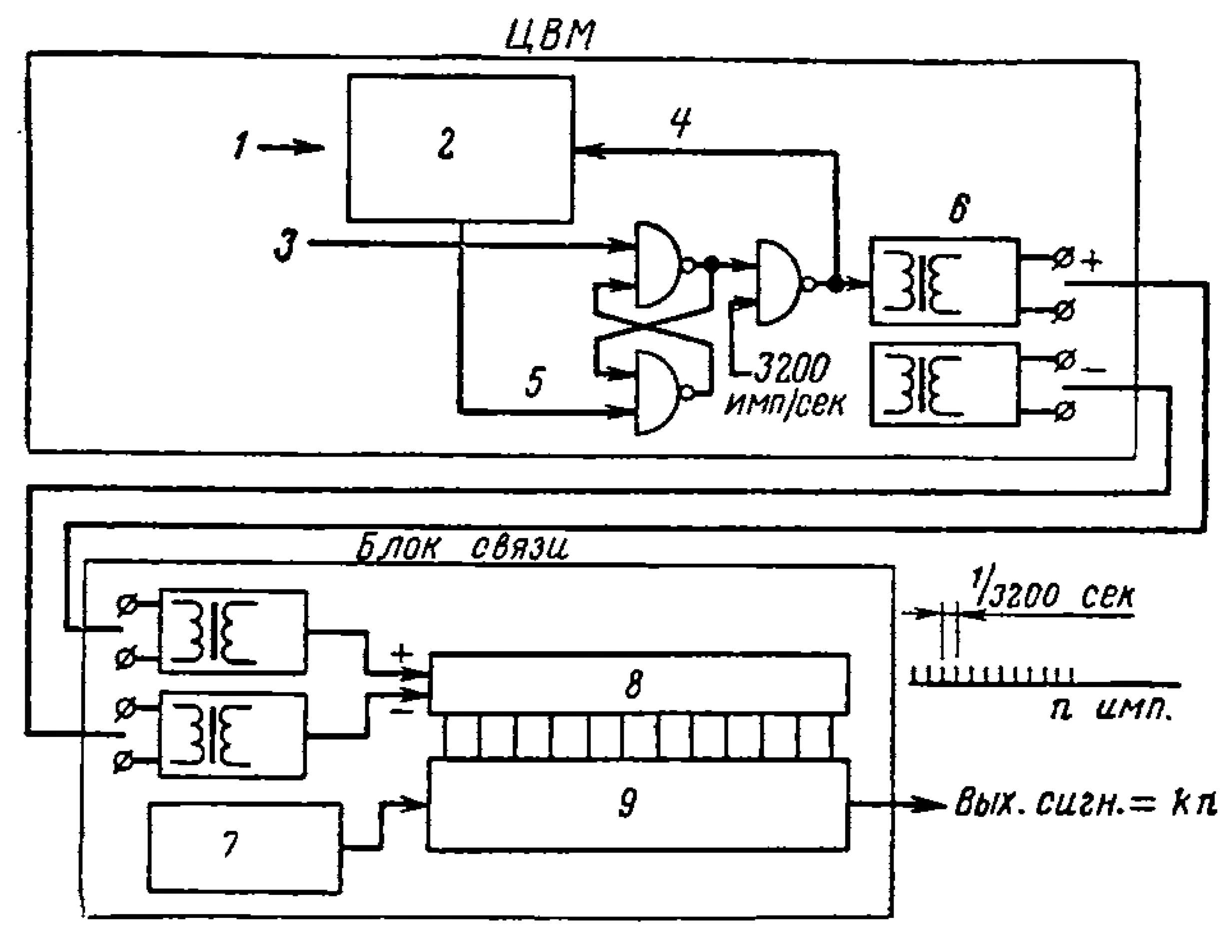


Рис. 6.23. Преобразование «цифра-аналог» с помощью набора сопротивлений:

1 — подача на счетчик программной последовательности; 2 — регистр-счетчик и связанные с ним цепи; 3 — начало; 4 — вычитание; 5 — в счетчик — нуль; 6 — схема связи; 7 — прецизионное напряжение; 8 — счетчик; 9 — набор прецизионных сопротивлений

зателей ориентации или приводов карданова подвеса ракетных двигателей.

Прямо или косвенно, управление дискретными выходными сигналами осуществляется по программе. Чаще всего это производится путем передачи импульса «единица» в соответствующую ячейку выходного канала, который перебрасывает триггер. Если выход построен по схеме с трансформаторной связью, сигнал триггера управляет транзисторной выходной схемой. В случае, если требуется более значительная выходная мощность, эта схема управляет реле, стоящими в клавишно-индикаторном устройстве, контакты которых включены непосредственно в цепи внешних связей ЦВМ. Для синхронизации работы других систем применяются постоянно вырабатываемые сигналы в виде стандартных импульсных последовательностей. Почти все они передаются через трансформаторную связь путем подачи в цепь трансформатора соответствующих импульсных сигналов.

Индикация и ручное управление

Клавишно-индикаторное устройство (сокращенно КИУ), рис. 6.24, в некотором смысле может считаться неотъемлемой частью машины, однако ЦВМ связана с КИУ с помощью тех же цепей, что и с другими подсистемами и системами. Поскольку это устройство служит для связи человека с машиной, оно должно обладать довольно высокой предельной скоростью передачи информации, не будучи в то же время слишком громоздким и не имея чрезмерно много цепей, соединяющих его с машиной (длина соединительного кабеля равна нескольким метрам).

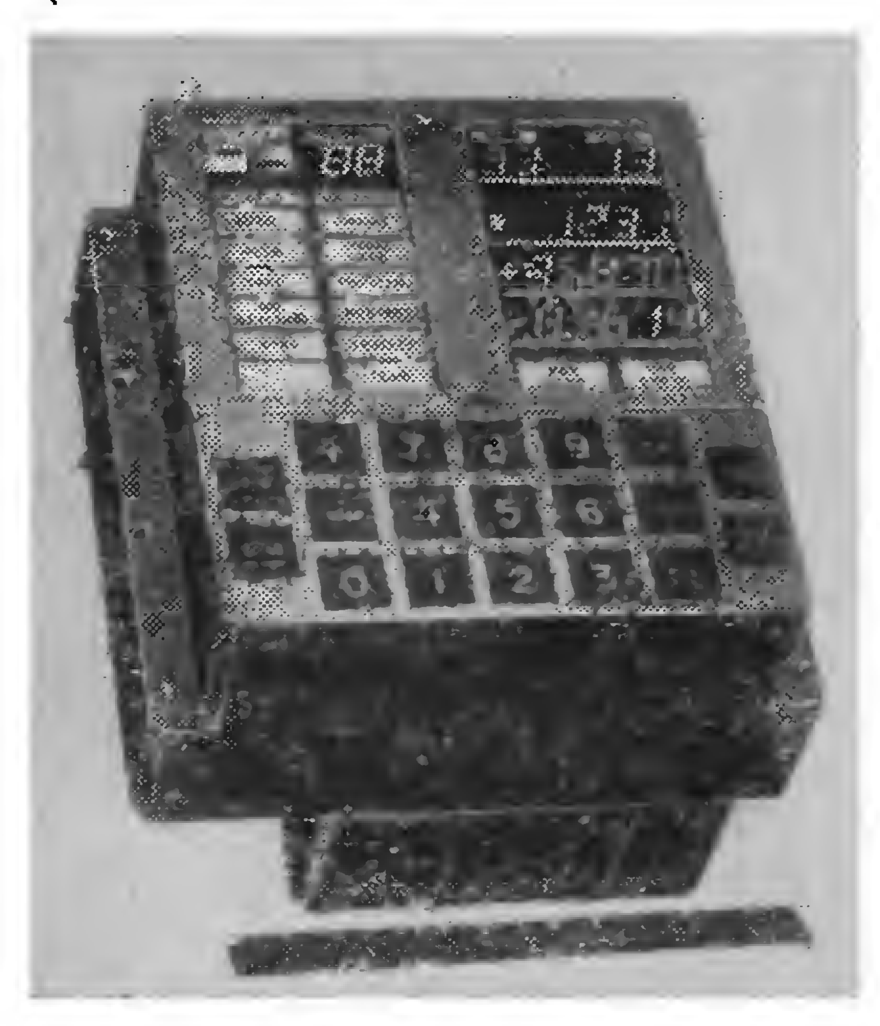


Рис. 6.24. Клавишно-индикаторное устройство ЦВМ «Аполлон»

Основой индикаторного устройства является система трех регистров на электролюминесцентных сегментированных цифровых лампах. В каждом регистре применяется пять цифр, с помощью которых 15-разрядное машинное слово может быть представлено в восьмеричной системе. Использование не менее чем трех регистров обусловлено часто возникающей необходимостью индикации трех компонент вектора. В то же время нельзя было бы признать целесообразным и большее количество регистров, так как при этом понадобились бы дополнительные место и вес. Кроме цифровых индикаторов, каждый ламповый регистр содержит указатель знака числа. Принято условие, согласно которому при указании знака показываемое число является десятичным, а в противоположном случае — восьмеричным.

Электролюминесцентные индикаторные лампочки малы, удобны для чтения цифр и потребляют сравнительно малую мощность. Они работают от источника переменного тока с частотой 800 *гц*, подключаясь к нему через миниатюрные реле с защелкой. Такие реле имеют существенное преимущество перед эквивалентными им электронными схемами в отношении потребления мощности. Их контакты, хорошо приспособленные для коммутации высокого переменного напряжения, используются для декодирования, а самоблокировка с помощью защелки обеспечивает функцию запоминания. И блокирующиеся, и неблокирующиеся реле, применяемые в цепях связи ЦВМ с другими подсистемами и системами, размещаются в КИУ, коммутируя цепи питания на раз-

личные реле индикаторных регистров (рис. 6.25). Для приведения этих реле в действие служит двусторонняя матрица выборки. Она устроена так, что одновременно приводится в определенное состояние одна из 14 групп, содержащих каждая по 11 реле. С ЦВМ поступает 11 сигналов для набора определенной схемы коммутации, 11 реле данной группы и, кроме того, еще четыре двоичных знака — для выбора необходимой группы из 14, т. е. требуется всего 15 двоичных знаков. Совпадение этого числа с количеством разрядов машинного слова не является чисто случайным. Подобное построение схемы позволяет обеспечить

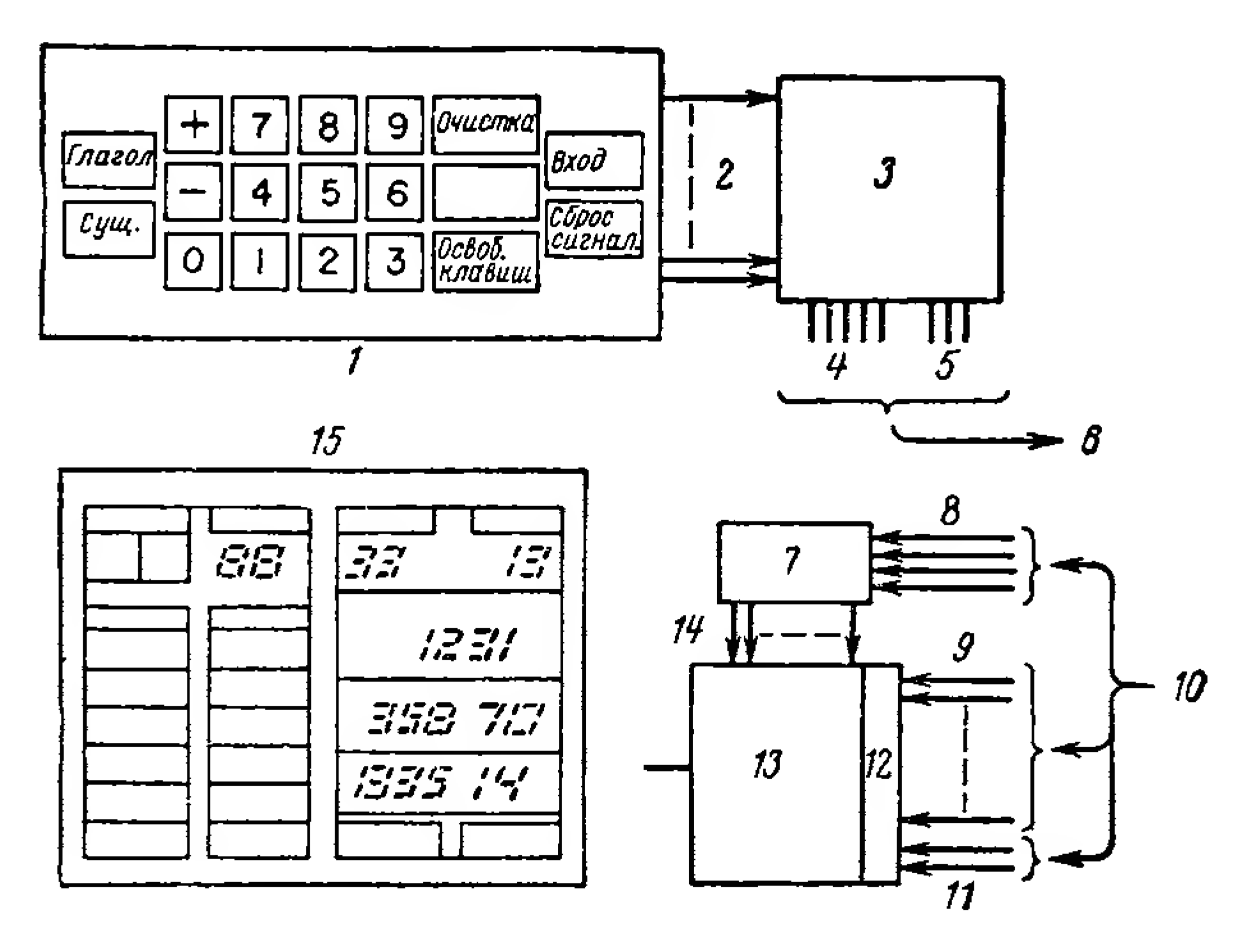


Рис. 6.25. Блок-схема клавишно-индикаторного устройства ЦВМ «Аполлон»:

1 — клавишная панель; *2* — от 19 клавиш; *3* — кодирующая матрица; *4* — 5 линий передачи кодов; *5* — вспомогательные линии; *6* — к машине; *7* — матрица; *8* — 4 линии управления реле для определения адреса; *9* — 11 линий выбора; *10* — от машины; *11* — вспомогательные линии; *12* — инвертеры; *13* — реле; *14* — 14 линий управления реле для определения группы; *15* — индикаторная панель

управление с помощью одного кода в выходном канале КИУ таким количеством реле, которое достаточно для показа на индикаторном регистре двух чисел и одного штриха — знака числа.

Цифровые коды вводятся в машину через клавишный пульт, содержащий 19 клавиш, которые соответствуют 10 десятичным цифрам, знакам плюс и минус и нескольким вспомогательным символам (рис. 6.25). Разные клавиши нажимаются лишь поочередно и все их функции могут быть закодированы в форме пяти сигналов. Это делается с помощью диодной матрицы пульта управления КИУ. Для быстрого сбора и интерпретации всей совокупности сигналов от оператора, подаваемых путем нажатия клавиш, вводимые с пульта коды отнесены к числу сигналов прерывающего типа. Опрос канала ввода с пульта осуществляется по специальной программе прерывания, которая посылает также

запрос к ведущей программе машины на обработку при первой возможности введенного символа. «Улавливающая» схема логически выделяет передний фронт кодового импульса с пульта, в результате чего при каждом нажатии клавиши делается не более одного прерывания. Улавливающая схема возвращается в исходное состояние по сигналу, проходящему через все нормально-замкнутые контакты клавиш; этот сигнал возврата имеется лишь тогда, когда все клавиши отпущены. Осложнения, связанные с отскакиванием контактов, преодолеваются путем установки

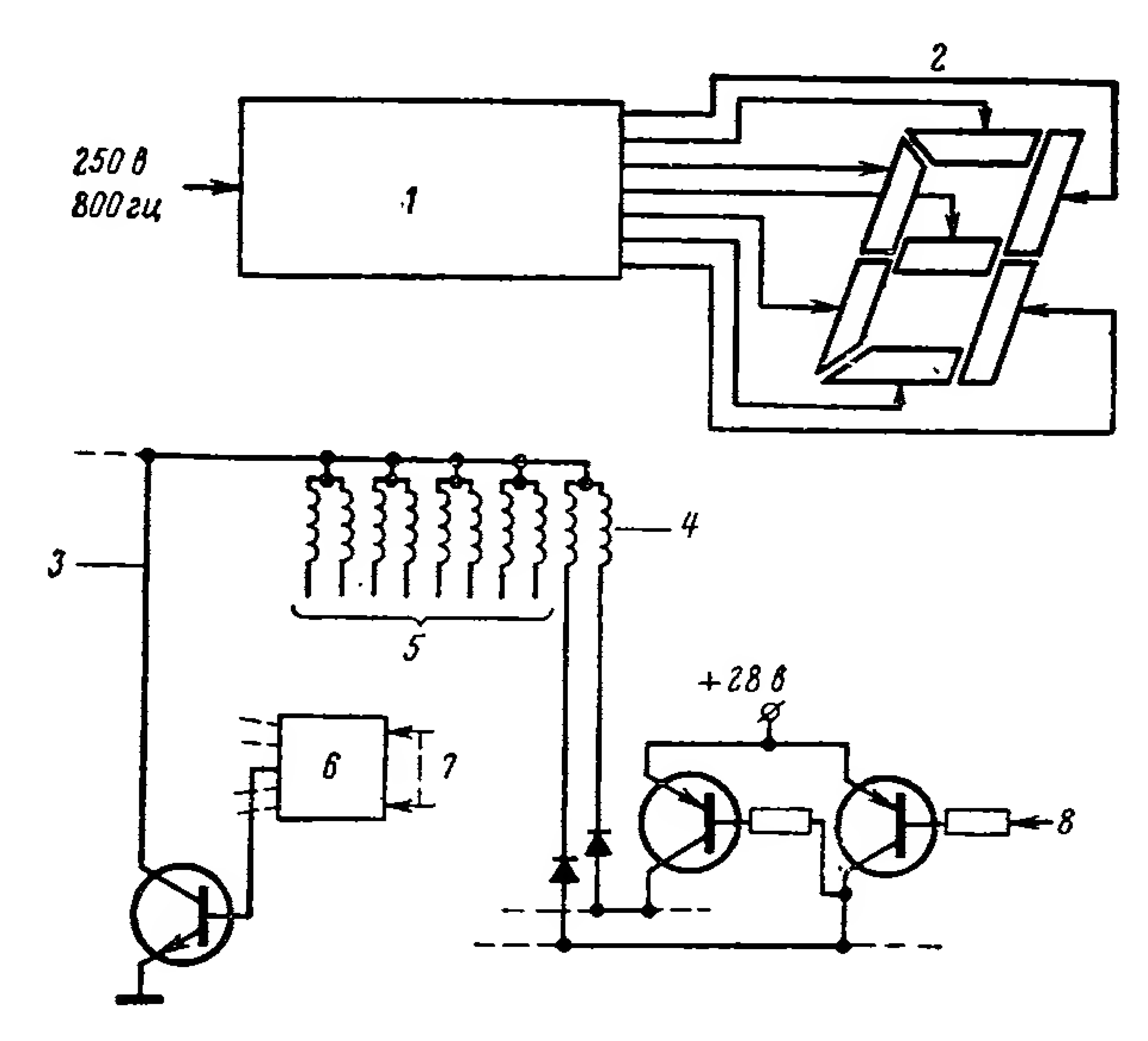


Рис. 6.26. Схема цепи индикатора:

1 — контактно-релейная дешифрирующая схема; 2 — 7 линий питания световых сегментов; 3 — линия группы; 4 — обмотки реле; 5 — от других инвертеров выбора реле; 6 — матрица; 7 — адрес реле от машины; 8 — выбор реле от машины

в канал ввода буферной схемы на триггерах, которая запоминает коды, введенные с пульта.

Кроме трех упомянутых выше ламповых регистров, в индикаторном устройстве имеются другие цифровые указатели (рис. 6.26), именуемые «глагол», «существительное» и «программа». На пульте есть клавиши «глагол», «существительное», «вход», «очистка» и еще три других. Они применяются для обеспечения лаконичной, но гибкой формы связи между пилотом и машиной. Команды и запросы составляются в виде фраз — указаний действия и объекта, как, например, «показать скорость» или «ввести требуемый угол». Первый пример представляет типичную команду, которую пилот может адресовать машине, второй — один из характерных запросов, посылаемых машиной человеку. КИУ способно передавать такие простые команды и запро-

сы, пользуясь ограниченным запасом слов для обозначения 63 действий, или «глаголов», и 63 объектов действия, или «существительных». Эти глаголы и существительные, разумеется, задаются в виде чисел, а не обычных слов; поэтому оператор должен либо запомнить их, либо иметь под рукой переводную таблицу. Чтобы послать команду, оператор нажимает клавишу «глагол» и вслед за ней — две клавиши соответствующих восьмеричных цифр. При этом необходимый глагол вводится в машину, запоминается и, кроме того, посылается обратно в КИУ, на индикаторной панели которого загораются лампочки цифрового указателя «глагол». Далее оператор аналогичным образом посылает в машину необходимое существительное, и на панели загорается соответствующий указатель. Затем, проверив набранные слова, оператор нажимает клавишу «вход», и ЦВМ начинает выполнять поданную команду.

Когда машина посылает запрос оператору, на указателях загораются числа, обозначающие определенный глагол и существительное, причем замыкается реле, заставляющее мигать соответствующие лампочки, чтобы привлечь внимание оператора и информировать его о том, что эти слова посланы из машины. Чтобы проиллюстрировать полезность такой формы связи машины с человеком, рассмотрим процедуру задания трех угловых компонент для кардановой системы инерциально-измерительного блока. Оператор с помощью клавиш «глагол» и «существительное» набирает числовой код команды «задать 3 компоненты, углы кардана инерциального блока». После нажатия клавиши «вход» машина посылает запрос о наборе на клавиатуре первого угла, указывая оператору на это сигналом мигающих индикаторных лампочек: «задать первую компоненту, углы кардана инерциального блока». Оператор набирает цифры, составляющие необходимую величину первого угла, причем эти цифры появляются на индикаторном регистре номер один. Когда все пять цифр набраны, нажимается клавиша «вход». Лампочки указателей «глагол» и «существительное» продолжают мигать, требуя теперь второй компоненты, а после набора и ввода ее — третьей. После того как третья компонента введена, мигание указателей прекращается, свидетельствуя о том, что ответы на все запросы машиной получены. Если при наборе оператор обнаруживает ошибку, то клавиша «очистка» позволяет ему, пока третий угол еще не введен, изменить ошибочно набранные величины.

Ламповый индикатор «программа» показывает оператору, какие основные программы выполняет машина в данное время. Кроме того, в КИУ имеются отдельные лампочки, сигнализирующие о неисправностях, а также о режимах работы, клавиша сброса сигнализаторов режима и клавиша сброса, с помощью которой оператор может передать машине управление ламповыми индикаторами. Последняя из названных возможностей очень полезна, поскольку не всегда известно заранее, имеет ли команда опера-

тора приоритет перед запросом машины. В таких случаях решение возлагается на оператора. Если одновременно с вводом каких-либо данных через клавишный пульт машинная программа посылает запрос либо результат, о котором должен быть оповещен оператор, то включается сигнальная лампочка режима, ставя оператора в известность об этом факте. Когда оператор будет готов к тому, чтобы машина показала этот запрос или результат на индикаторах, ему достаточно нажать упомянутую клавишу сброса.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПРОГРАММЫ

Интерпретирующая программа

Большинство программ ЦВМ «Аполлон», относящихся к наведению и навигации, записываются для экономии памяти в бесскобочных символических обозначениях. Такой способ записи представляет особую ценность для машин с короткими кодами, делая возможной выборку с помощью единственного 15-разрядного слога из 32 768 адресов без ущерба для эффективной записи программы в памяти. Символическая запись кодируется и записывается в память ЦВМ «Аполлон» в виде списка машинных слов. Специальная программа, называемая «интерпретирующей», преобразует этот список в последовательную цепочку подпрограмм, которая и реализует символическую программу. Последняя состоит из списков, называемых «уравнениями». Каждое уравнение содержит строку операторов и следующую за ней

Таблица 6.9

Перечень некоторых интерпретирующих операторов

Оператор		Среднее время выполнения (в миллисекундах)
УТ	Сложение	0,66
УТ	Вычитание	0,66
УТ	Умножение	1,1
УТ	Деление	2,5
УТ	Синус	5,6
УТ	Косинус	5,8
УТ	Арксинус	9,3
УТ	Арккосинус	9,1
УТ	Корень квадратный	1,9
УТ	Квадрат	0,76
УТ	Векторное сложение	0,92
УТ	Векторное вычитание	0,92
УТ	Вектор × матрица	9,0
УТ	Матрица×вектор	9,0
УТ	Вектор×скаляр	3,3
УТ	Векторное произведение	5,0
УТ	Скалярное произведение векторов	3,1

Примечание. УТ — с удвоенной точностью.

строку адресов, совместно с которыми должны быть применены эти операторы. В одном машинном слове ЦВМ записываются два оператора, занимая по семь разрядов каждый. Частичный список операторов приведен в табл. 6.9.

Применение интерпретирующей программы приводит к экономии объема памяти, затрачиваемого на хранение команд благодаря автоматической работе компилирующей программы и дает возможность изложить программу в удобной и сжатой форме, не требующей трудоемкой работы по составлению программы на основном машинном языке. Тем самым оно переводит систему команд на исчерпывающий математический язык матричных и векторных операций с 28-разрядными алгебраическими числами. Это оказалось возможным осуществить умеренной ценой затрат нескольких сотен кодов, расходуемых на запись программы в запоминающем устройстве, и увеличения примерно на один порядок длительности исполнительного цикла по сравнению с теми машинами, в которых употребляются относительно длинные коды.

Исполнительная программа

Все программы ЦВМ «Аполлон», кроме прерывающих, работают под управлением исполнительной, или ведущей, программы. Они именуются «работами» в отличие от «заданий», которые управляются программой «ждущего списка» (waitlist routine) и выполняются в периоды прерывания. В функции исполнительной программы входит определение приоритета «работ», распределение работы оперативной памяти во времени и вывод на индикаторное устройство сигнала, указывающего на функционирование машины. «Работы», как правило, начинаются в период прерывания по сигналу программы какого-либо из «заданий» либо программы пульта управления. Вид «работы» вполне определяется начальным адресом и еще одним числом, характеризующим степень ее приоритета. В процессе выполнения данной «работы» машина периодически проверяет, не ожидает ли выполнения какая-либо другая «работа» с более высоким приоритетом. Если такая «работа» появляется, происходит передача управления для ее выполнения, идущего до тех пор, пока приоритет первой не окажется опять наиболее высоким. Интервал времени между соседними проверками приоритета не превышает 20 миллисекунд.

Если некоторая «работа» сопряжена с определенными внешними по отношению к машине событиями и должна быть отложена до их появления, то она может быть отсрочена, или «уложена спать». Все данные, связанные с ее выполнением, временно запоминаются. Когда ожидаемое внешнее событие происходит, «работа» «пробуждается» посредством передачи управления по некоторому адресу, который, вообще говоря, может отличаться

от начального. Если при этом выполняется какая-либо «работа» с более высоким приоритетом, «пробуждение» будет отложено до ее окончания. Когда определенная «работа» закончена, происходит передача управления на некоторую завершающую последовательность, которая очищает соответствующие ячейки временной памяти для использования их при другой «работе». Одновременно в машине могут быть подготовлены для выполнения либо находиться в состоянии частично выполненных примерно десять «работ».

Программа «ждущего списка»

Задача программы «ждущего списка» — обеспечить распределение сроков выполнения других разделов программы машины. «Задания», управляемые программой «ждущего списка», выполняются в режиме прерывания и должны занимать короткие промежутки времени, не превышающие 4 миллисекунд. Если бы какая-либо из прерывающих программ длилась дольше, то это могло бы привести к чрезмерной отсрочке других прерываний, ожидающих обслуживания, ибо одна прерывающая программа приводит к остановке всех других программ до того момента, пока она не даст разрешения продолжить выполнение основной программы. Программа «ждущего списка» извлекает необходимые временны́е соотношения из определенного регистра-счетчика ЦВМ. Приоритетная схема, управляющая этим счетчиком, приводится в действие серией периодических импульсов, поступающих от основного задатчика и делителя частоты, так что приращения приходят на нее каждые 10 *мсек*. При переполнении счетчика происходит прерывание, которое служит сигналом для перехода к программе «ждущего списка».

Прежде чем прерывающая программа остановится для продолжения основной программы, она установит счетчик таким образом, чтобы переполнение в нем произошло через необходимое число 10-миллисекундных промежутков, могущее достигать 12 000, что соответствует максимальный задержке в 2 *мин*. Если в программе «ждущего списка» возникает «задание», связанное с длительными вычислениями, то оно обращается к исполнительной программе, и расчет производится как одна из «работ», выполняемых в нормальном режиме машины между промежутками прерывания.

Программы клавишно-индикаторного устройства

Применение ЦВМ в системе наведения и навигации корабля «Аполлон» основано на программах, связанных с работой двух клавишно-индикаторных блоков. Рассчитанные на длительное выполнение эти программы имеют, однако, короткие рабочие циклы и, таким образом, занимают сравнительно малую долю в

общем времени работы машины. При нажатии клавиш текущая программа прерывается, принимает поступивший код, посылает в исполнительную программу запрос на соответствующую «работу» и затем продолжает прерванные расчеты. Выполнение «работы», на которую пришел запрос, начинается с исследования введенного кода и осуществления ряда передач управления, зависящих от данного кода и ему предшествовавших, для выбора соответствующих действий. Например, почти всегда требуется производить модификацию в цифровых индикаторных регистрах. С началом «работы» начинает функционировать специальная программа, которая подобно программе «ждущего списка» осуществляет периодические прерывания (проходящие, однако, через равные промежутки времени), управляя передачей необходимых сигналов на индикаторное устройство. В результате длительной обработки информации и периодического задействования индикаторного устройства могут возникнуть более сложные ситуации. Например, может понадобиться периодическая индикация какой-либо двоичной величины в десятичной форме; для выполнения такой задачи требуется привлекать программу «ждущего списка», которая будет, скажем, ежесекундно проводить «работу» опроса и индикации. Эта «работа» будет состоять в считывании числа из соответствующего регистра или регистров и переводе этого числа в десятичную форму в привычном для оператора виде и масштабе, которые определяются природой характеризуемой этим числом величины (угловая, дробная, целая и т. д.) и положением запятой, разделяющей дробную и целую части. Программы клавишно-индикаторного устройства весьма непросты, и для их эффективного выполнения в машине специально предусмотрены определенные средства. Кроме того, эти программы широко пользуются функциями исполнительной программы и программы «ждущего списка», обеспечивая в целом весьма чувствительную и гибкую связь человека с машиной.

ГЛАВА 6.3. СРЕДСТВА АВТОМАТИЗАЦИИ РАЗРАБОТКИ И ПРОИЗВОДСТВА

ИЗГОТОВЛЕНИЕ

В производстве ЦВМ «Аполлон» используется целый ряд автоматизированных процессов. Это сделано в значительной степени для того, чтобы свести к минимуму ошибки, свойственные человеку, и, соответственно, проблемы переделки тех узлов, при изготовлении которых были допущены ошибки. Металлический корпус машины собирается из деталей, обрабатываемых на фрезерном станке с цифровым управлением. Матрицы передачи сиг-

налов, которые связывают 60 логических элементов в пределах одного модуля, изготавливаются полуавтоматически с помощью штампа, управляемого от перфорированной бумажной ленты и

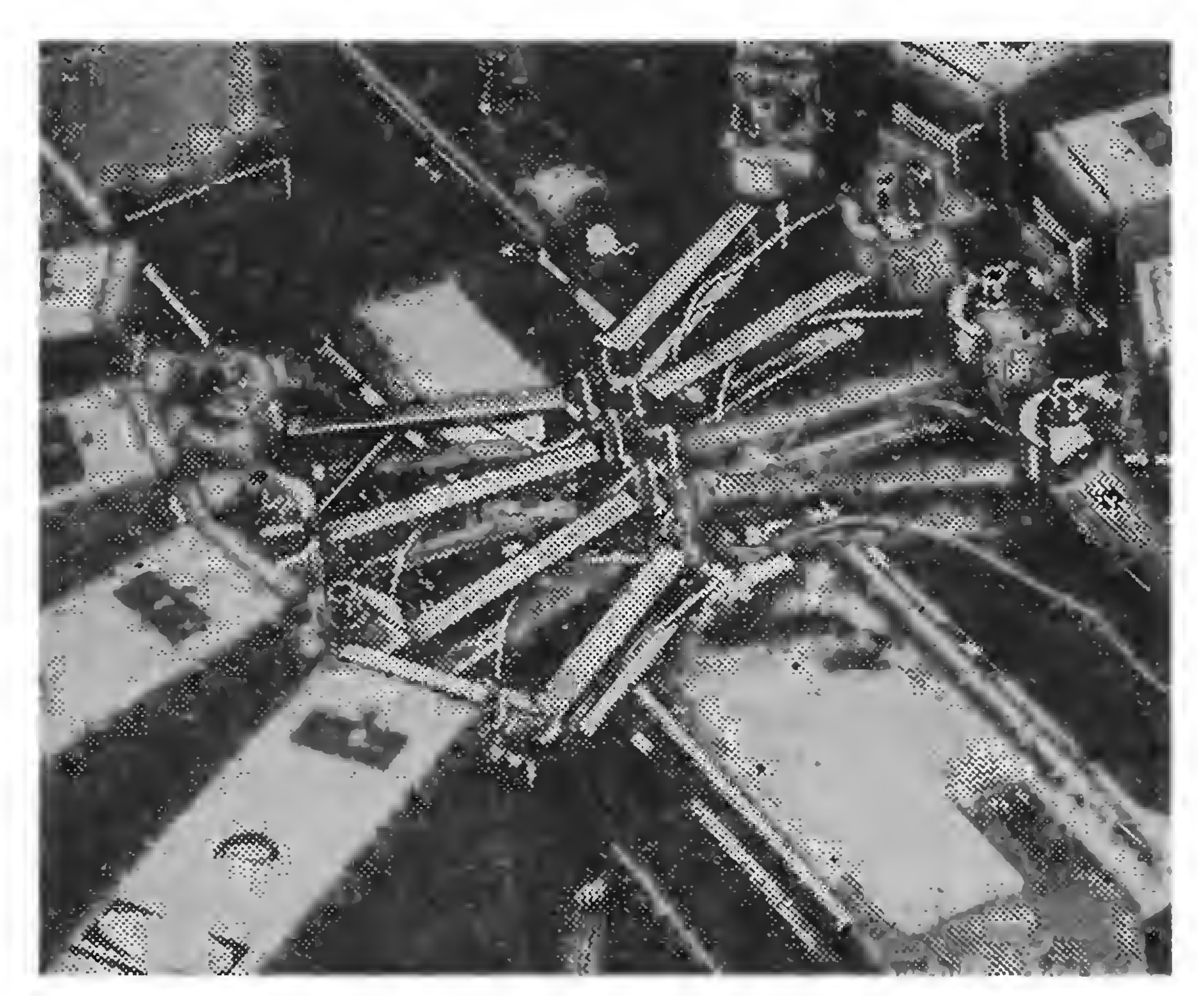


Рис. 6.27. Устройство для изготовления сварных матриц



Рис. 6.28. Полуавтоматическое изготовление модулей постоянной памяти

формирующего из тонкого металлического листа один слой матрицы (рис. 6.27). Разные слои изолируются и компонуются вручную, а затем вручную же привариваются к выводам логических микросхем.

Другой полуавтоматический процесс с управлением от перфолент применяется для прошивки сердечников проводами считывания в модулях постоянного запоминающего устройства (рис. 6.28). Информация, записанная на ленте, используется оператором для определения места установки приспособления на «жгуте», где катушка с проволокой должна быть продета в отверстие сердечника, на котором требуется записать двоичную единицу. Катушка продевается через сердечники столько раз, сколько единиц должно быть записано на данном проводе, причем каждый раз перфолента передвигается так, чтобы указать следующее положение, в которое должно быть установлено приспособление. После того как прошивка сердечников всеми 192 проводами закончена и провода подсоединены к соответствующим выводам, модуль проверяется на специально предназначенном для этого испытательном устройстве, которое заставляет модуль функционировать так, как он будет функционировать в машине. При этом информация, записанная в модуле, сравнивается с информацией, поступающей на вход испытательного устройства с перфоленты.



Рис. 6.29. Машина автоматического монтажа накруткой (Гарднер Денвер К°)

Межмодульные связи выполняются проводниками, концы которых с усилием накручиваются на выводы прямоугольного сечения. Накрутка может делаться вручную либо автоматически. В ЦВМ «Аполлон» основная часть монтажа производится автоматически с помощью специальной машины, программа которой задается в виде перфокарт (рис. 6.29). Машина устанавливает около выводов монтажный провод, делая на нем два прямоугольных сгиба, отрезает конец провода необходимой длины, снимает изоляцию и накручивает провод на оба вывода, подлежащих соединению.

МОНТАЖ МЕЖСХЕМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Первичные данные, необходимые для выполнения межсхемных соединений, неизбежно задаются проектировщиком в виде электрических схем. Правда, в некоторых разработках бортовых ЦВМ для этой цели применялись автоматизированные логические устройства, осуществлявшие механические операции по

входной информации, которая вводилась в них в форме булевых соотношений. Подобная технология, весьма привлекательная на первый взгляд, сопряжена со сложными подготовительными и проверочными операциями и в силу своей неизбежной жесткости не позволяет так эффективно использовать имеющиеся технические средства, как обычные методы проектирования и составления схем.

В ЦВМ «Аполлон» логические цепи приписываются к определенному модулю, как только составлена его схема, причем одновременно получают назначения все выводимые из них цепи. Сигналам с каждого вывода дается свое наименование в соответствии с правилом, согласно которому все выводы, имеющие одно и то же наименование сигнала, должны быть в конце концов соединены вместе и, наоборот, не будет никаких соединений между выводами, сигналам которых присвоены разные наименования.

На каждый используемый вывод каждого из модулей, логического или какого-либо другого, изготавливается перфорированная карточка. Информация, записанная на этих карточках, обрабатывается по так называемой программе «списка проводов», которая, сортируя их в зависимости от наименований сигналов, формирует группы выводов. На каждой карточке, относящейся к логическому модулю, дополнительно записывается еще некоторое число, которое указывает на природу цепей (элементы нагрузки либо генерирующая схема), соединенных с данным выводом внутри модуля. Программа «списка проводов» обрабатывает эти числа, показывая для каждого наименования сигнала (группы выводов) знак и величину несоответствия между нагрузкой и питающим ее током. Это значительно облегчает решение задачи взаимного согласования всех элементов машины. Действительно, если анализ соответствия между мощностью сигнала и нагрузкой в одном модуле мог бы быть проведен непосредственно по схеме, то при работе всей системы, когда имеется много сигналов, подаваемых на нагрузки сразу в несколько схем, разобраться в таком соответствии было бы чрезвычайно сложно. Программа «список проводов» изготавливает печатный документ, в котором обозначаются буквами и перечисляются в алфавитном порядке группы выводов и, кроме того, для каждого вывода модуля указываются наименования сигналов, обозначаемые цифрами и перечисляемые в порядке нумерации. Совокупность данных, содержащихся на карточках и переписанных на ленту, служит входной информацией для другой программы, которая изготавливает колоду карточек для механизированного процесса монтажа посредством накрутки.

Без автоматической обработки данных на вычислительной машине изготовление набора карточек для монтажа накруткой было бы весьма утомительным делом. Опираясь на информацию о всех связях в ЦВМ «Аполлон», записанную на магнитной лен-

те, машина по упомянутой выше программе определяет путь каждого проводника, пробивает в карточках отверстия и печатает перечень того, что уже сделано. Программа последовательно изучает каждую группу выводов, которые должны быть соединены вместе. Поскольку последовательность взаимных соединений в каждой из групп не предопределяется принципиальными схемами, программа по методу проб отыскивает рациональные решения, минимизируя количество потребного провода. В связи с тем, что для последовательного перебора всех возможных вариантов понадобилось бы чрезмерно большое время, в программе применяется алгоритм быстрого отыскания оптимального или почти оптимального решения. В конечном счете программа приводит к определению монтажных связей внутри групп, т. е. к перечню попарно соединяемых выводов.

Далее необходимо решить, как будут проходить провода от одного вывода к другому, ибо расположение по прямой возможно лишь тогда, когда соединяемые выводы оказываются в одном ряду или колонке контактного поля. С целью сохранения зазоров между выводами применяется прямоугольная система ориентации проводов. Сначала программа пытается расположить все проводники либо прямолинейно, либо с одним сгибом. Если ранее размещенные проводники не оставляют промежутков, через которые мог бы пройти очередной проводник, то делается попытка иного расположения. Если же при этом все возможные раскладки оказываются неудачными, то для данного провода карточка не пробивается. Разумеется, в этом случае в печатаемом списке делается отметка о необходимости вмешательства человека после того, как автоматический монтаж будет закончен.

СОСТАВЛЕНИЕ ПРОГРАММЫ

Компонующая программа

Стандартный язык программы ЦВМ «Аполлон» — это компилирующий язык, в котором каждое машинное слово программы представляется символическим выражением на перфокарте с 80 колонками. По существу можно сказать, что есть два языка — основной и интерпретирующий — и что любая сколь-либо объемистая программа в значительной мере пользуется и тем и другим. Поскольку эти языки взаимно исключающие, т. е. ни одно из выражений одного из них не может быть ошибочно принято за какое-либо выражение другого, компонующая программа без труда имеет дело с их смесью. Полное поле перфокарты состоит из трех главных зон:

а) зоны указания ячейки, используемой для символического наименования места хранения машинного слова, которое определяется данной перфокартой;

б) зоны указания кода операции, где записывается симво-

лический код, обозначающий операцию, которая должна быть произведена, и определяющий, на каком из языков — основном или интерпретирующем — дано его выражение в карточке;

в) зоны указания адреса, где обычно на основном языке полностью или частично содержится символическое выражение, определяющее адрес ячейки, с содержимым которой предстоит работать.

Помимо отмеченного в самом общем виде назначения этих зон, имеется ряд частных особенностей их конкретного применения. Широкое поле на перфокартах отведено для пояснительных меток, которые являются неотъемлемой частью всего программного массива, изложенного на компилирующем языке. При компоновке программы печатаются длинные списки, занимающие для полной программы полета до нескольких сотен страниц, которые координируют работу примерно 50 инженеров, выполняющих основной объем программирования.

Сама компонующая программа проигрывается на универсальной цифровой машине «Honeywell 1800» в Приборной лаборатории, выполняя одновременно две своих основных задачи — монтаж и корректировку программ. В процессе монтажа осуществляется перевод программ с компилирующего языка в абсолютную двоичную форму (необходимую для изготовления машины и моделирования), печатается список всех программных кодов одновременно в символической и абсолютной формах, а также выводится на печать диагностическая информация о допущенных ошибках построения программ. Кроме того, при монтаже объем памяти распределяется между самой программой и входящими в нее переменными величинами и константами. В процессе корректировки текущие программы продолжают существовать на магнитных лентах внешней памяти в обеих формах — компилирующей и абсолютной, что позволяет значительно уменьшить необходимость обработки больших количеств перфокарт. Например, если надо внести исправления в какую-либо из программ, то достаточно предоставить компонующей программе лишь те карты, которыми полностью определяется вносимое изменение. Длительность монтажа и корректировки может лежать в пределах от менее 30 *сек* до нескольких минут в зависимости от размера компонуемой программы и количества информации, вводимой во внешнюю память. Массивы данных, записанных в абсолютной двоичной форме при монтаже и сохраненных при корректировке, служат входной информацией для специальных программ моделирования и других работ, о которых будет говориться ниже.

Полезно будет проследить вкратце все этапы создания одной из частей программы полета, например, наведения корабля при входе в атмосферу Земли от этапа существования ее в виде принципиального замысла до этапа фактической готовности к работе в полете.

а. Делается черновой набросок математических идей, устанавливаются предположительные границы отклонений величин от их средних значений, выносятся суждения о том, существенны или же пренебрежимо малы определенные переменные, участвующие в математических соотношениях, и их влияния, причем некоторые из решений подобного рода откладываются до проведения прямых расчетов.

б. На основе этих идей и решений разрабатывается вычислительный алгоритм, в котором космический корабль и условия его полета принимают участие как две различные математические модели. Затем этот алгоритм проверяется на универсальной вычислительной машине.

в. Составляется программа, которая испытывается, уточняется и снова испытывается до тех пор, пока математические свойства разработанного алгоритма не окажутся удовлетворительными. Поскольку при этих расчетах удерживается на 2—4 знака больше, чем при вычислениях в ЦВМ «Аполлон» с удвоенной точностью, величины, в них участвующие, могут считаться практически свободными от ошибок, вызванных отбрасыванием малых членов или округлением. Желательно при проверках алгоритма на этапах (б) и (в) возможно чаще останавливать счет, поскольку эти программы проходят гораздо быстрее, чем в масштабе реального времени.

г. Пишется программа ЦВМ «Аполлон», для чего те разделы отработанной на стадии (в) программы, которые используются в полете, переводятся на компилирующий язык; при этом разделы, более связанные с чисто математическими действиями, как, например, относящиеся к коррекции координат и скорости корабля, излагаются на интерпретирующем языке, а те разделы, которые связаны в основном с логическими операциями, например, с управлением запусками и выключениями рулевых двигателей, — на основном языке.

д. Программа ЦВМ «Аполлон» компонуется совместно со вспомогательными программами, описание которых дано выше. После 2—3 проверок, в процессе которых устраняются ошибки записи, обнаруживаемые компонующей программой, начинаются испытания при участии программы, моделирующей работу ЦВМ «Аполлон», о которой будет подробнее говориться ниже. На вторичной стадии этих испытаний подключаются те разделы программ, которые на этапах (б) и (в) моделировали условия полета. Испытания с моделированием ЦВМ «Аполлон» позволяют выявить многочисленные свойства вычислительного алгоритма, поскольку здесь проявляются все эффекты масштабирования, ограничения и округления величин. Этапы (г) и (д) повторяются до тех пор, пока программа не удовлетворит всем требованиям, предъявленным к ней на этапе (а). Непреодолимые трудности могут заставить инженеров вернуться назад для пересмотра решений, принятых на этапе (б) или даже (а).

е. На предыдущих этапах все работы проводились силами «рабочей группы» из 3—4 инженеров, специализировавшейся на одной из фаз космического полета. На данной стадии требуется объединить конкретный раздел программы ЦВМ со всеми остальными. Используя корректирующие возможности компонующей программы, рабочая группа вводит свои коды в общую программу полета и совместно с группой, которой поручено объединение всех разделов программы в одно целое, осуществляет проверку не только работоспособности своего раздела, но и способности его «уживаться» с другими разделами, например, обходиться отведенной ему частью рабочего времени машины. При этих проверках, как и ранее, основным рабочим иструментом служит программа, моделирующая ЦВМ «Аполлон».

ж. Теперь, а иногда и перед этапом (е), необходимо испытать взаимодействие ЦВМ с приборами систем наведения и навигации и вспомогательной аппаратурой наземных систем. Такие испытания являются последней проверкой, относящейся непосредственно к программе ЦВМ «Аполлон».

з. После того как пройдены все этапы, от (а) до (ж), составления и отработки полной программы полета, появляется сводный список кодов программы, который служит документом, узаконивающим разработанную конструкцию. Лишь после этого модули постоянной памяти, хранящие программу, реализуются в металле и проходят такое же множество испытаний, какое прошла программа ради надежного обеспечения работы других подсистем.

Следует сказать, что под программой «полета» подразумеваются те функции, которые машина должна выполнять не только в процессе буквального полета корабля, но и на менее ответственных стадиях. Так, в первых программах подавляющее место занимали всевозможные вспомогательные подпрограммы, которые вместе с машиной позволяли другим фирмам — соучастникам разработки — осуществлять проверки их систем.

Моделирование

Компилирующая программа построена так, чтобы обнаруживать ошибки программиста, имеющие характер непоследовательности, или противоречивость построения программы, однако она не в состоянии проверить действенность программы в целом. Между тем, здесь есть много шансов потерпеть неудачу: ошибочный анализ какой-либо из задач, неверное задание масштаба, неправильное применение команд, пересечение с другими программами, неудачное хронирование, бесконечные циклы и многие другие ловушки, известные программистам. Программа ЦВМ «Аполлон» никогда не может быть полностью проверена, прежде чем она не поработает в какой-либо системе во время полета.

Можно, однако, провести достаточно надежные испытания программы и путем моделирования условий ее работы. При таких испытаниях применялись различные подходы.

Один из них состоит в том, что машину и другие части системы навигации и наведения заставляют работать совместно с аналого-цифровым устройством, моделирующим внешние условия в масштабе реального времени. Другой подход — применение чисто цифровой моделирующей программы на большой вычислительной машине, как это делалось, например, в Приборной лаборатории. Подобные испытания имеют большое значение для разработки программ, связанных с обеспечением работы систем. Поскольку при таких испытаниях программы функционируют не в масштабе реального времени, можно периодически приостанавливать испытания для регистрации информации о ходе проверяемой программы, например, о значениях параметров управления или переменных величин, связанных с наведением и навигацией, об интерпретирующих командах, об информации, получаемой извне машины, и т. д. При таком способе моделирования легко вводятся всевозможные начальные условия, причем нет никаких принципиальных ограничений для воспроизведения ожидаемых условий работы, в которых может оказаться машина, в самых широких пределах. Все эти возможности приобретаются ценой удлинения времени прохождения программы от 2 до 40 раз по сравнению с реальным временем (в среднем, в 10 раз).

Цифровая модель состоит из трех основных частей. Одна из них моделирует ЦВМ «Аполлон» и даже заставляет работать клавишно-индикаторное устройство (КИУ), когда последнее соединено с вычислительной машиной, на которой производится моделирование. Вторая моделирует внешние условия, суммируя соответствующие параметры по мере накопления их в процессе работы. Эти две части работают практически независимо одна от другой, поскольку их функции в основном не связаны. Работа одной из них определяется ходом времени, другой — состоянием выполнения программы ЦВМ «Аполлон». Третья часть модели предназначена для связи двух первых. Она дает модели ЦВМ информацию об окружающих условиях после коротких промежутков времени, когда обе первые части модели функционируют изолированно. Время от времени работа моделей приостанавливается, и две первые части модели взаимно согласуются. Третья возвращается в исходное положение, и далее моделирование происходит при экстраполяции прошедших состояний окружающих условий, которая осуществляется с помощью третьей части модели. Регистрируемая информация впоследствии редактируется таким образом, что специалист по анализу работы систем может легко обработать ее по своим собственным программам на предмет анализа ошибок, изучения корреляции между событиями либо осуществления иных операций, связанных с математической обработкой и редактированием информации.

ГЛАВА 6.4. **АППАРАТУРА НАЗЕМНЫХ ПРОВЕРОК**

ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ СТОЙКА

Из-за весовых и габаритных ограничений в состав бортовых вычислительных машин нельзя ввести такое большое количество вспомогательных средств, какое содержится в стационарных универсальных машинах. В то же время на всех этапах разработки, при сборке машины и ее эксплуатационных проверках важно иметь возможность удостовериться в правильности функционирования всех ее узлов и цепей, а при необходимости — и вмешаться в их работу. Такая возможность обеспечивается отдельным устройством, которое подсоединяется к машине, как правило, через отдельный же блок связи.

Для ЦВМ «Аполлон» таким устройством служит специально разработанная испытательная стойка (рис. 6.30). Она состоит из нескольких триггерных регистров, которые выполняют различные функции в зависимости от режима работы, выбираемого оператором. Через блок связи, называемый испытательным соединительным устройством, машина и стойка обмениваются более чем 100 видами сигналов. Имея связь с шинами записи ЦВМ, испытательная стойка может как считывать передаваемую по ним информацию, так и посылать на них определенные сигналы. Подобная возможность при наличии хронирующих импульсов и управляющих импульсов центральных регистров машины позволяет прослеживать через испытательную стойку весь ход выполнения программ ЦВМ «Аполлон».

Когда стойка работает в режиме контроля, ее триггерные регистры используются для дублирования или имитации содержания центральных регистров ЦВМ «Аполлон». При этом информация, содержащаяся в любом из них, может быть выведена на индикаторные лампочки панели управления. В частности, когда на индикатор подключен S-регистр (регистр адреса) и G-регистр (местный регистр памяти), имеется возможность увидеть, что хранится в памяти машины. Установив вручную на панели стойки необходимый адрес и поставив испытательную стойку в режим опроса G-регистра машины и индикации, можно проследить за изменениями содержания любой из ячеек оперативной памяти, адрес которой совпадает с заданным.

При проведении проверок с помощью стойки имеется возможность останавливать автоматическую работу машины в момент запроса по определенному адресу, либо когда число в определенном регистре достигает заданной величины, либо в конце выполнения каждой команды, цикла обращения к памяти или же при выработке сигнала тревоги. После остановки можно запустить машину как с того места программы, где она остановилась, так и с любой другой команды по желанию оператора. На индикаторные лампочки может быть выведено содержание любого ре-

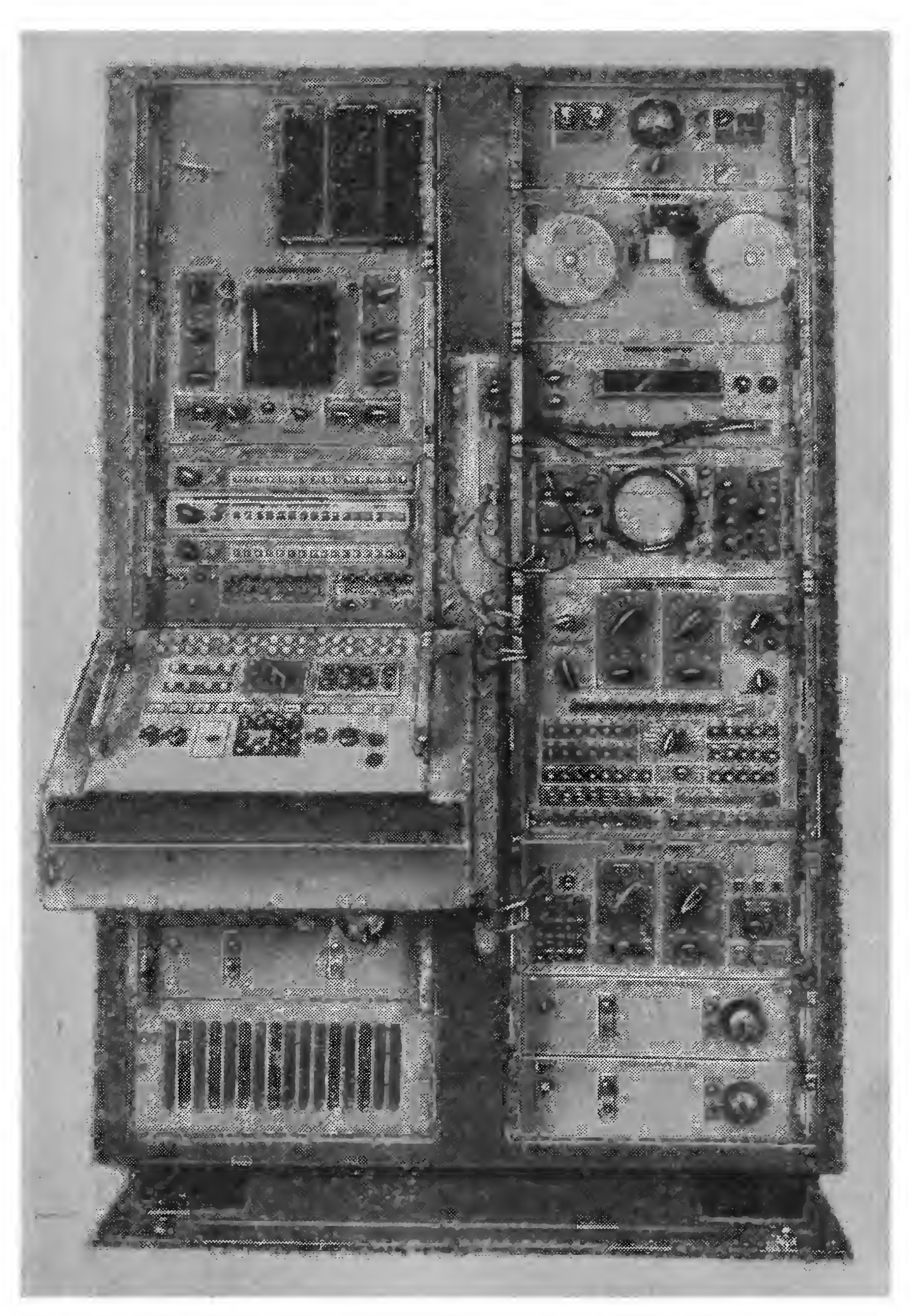


Рис. 6.30. Испытательный пульт ЦВМ «Аполлон»

гистра независимо от того, затрагивается ли оно программой или нет, точно так же как в любую ячейку оперативной памяти с испытательной стойки может быть введено какое угодно число.

В состав стойки входят цепи для контроля и испытаний всех схем связи ЦВМ «Аполлон». Отдельным кабелем стойка присоединяется к блоку связи машины, а коммутационная панель позволяет подключать катодный осциллограф к тому или иному выходу ЦВМ и генератор сигналов, обладающий необходимыми характеристиками, — к тому или иному входу ЦВМ. Эти средства применяются для детальной проверки выходных сигналов, включающей измерения крутизны их фронта, амплитуды, длительности и других важных качеств. Более быстрая и менее полная проверка цепей связи может проводиться с помощью специального соединительного устройства, обеспечивающего передачу импульсов и сигналов постоянного тока со входных цепей машины на соответствующие выходные через искусственную нагрузку. Такая проверка проводится при помощи программы ЦВМ «Аполлон» с использованием оперативной памяти.

КОНТРОЛЬНОЕ УСТРОЙСТВО ЦВМ «АПОЛЛОН»

Прежде чем быть «записанной» в модулях постоянной памяти, программа ЦВМ «Аполлон» должна быть проиграна на машине. Для этого, наряду с некоторыми блоками испытательной стойки, используется имеющееся в составе аппаратуры наземных проверок оперативное запоминающее устройство, содержание которого посылается в ЦВМ «Аполлон», когда последняя направляет запрос по какому-либо из адресов своей постоянной памяти. Совокупность блоков, обеспечивающих такой вид работы машины, носит название контрольного устройства ЦВМ «Аполлон», поскольку в эту совокупность входят контрольные элементы испытательной стойки. Цепи управления памятью контрольного устройства построены так, что лишь часть информации, которая должна храниться в постоянной памяти машины, считывается из этого устройства; остальная информация считывается из памяти ЦВМ. Более того, схема построена так, что нет необходимости отключать при этом какие-либо из модулей постоянной памяти от машины. Эквиваленты системы проводников и сердечников постоянной памяти, с которыми работает машина при этих проверках, выполнены из отдельных групп, или сегментов, содержащих по 1024 слова. Когда в регистре зоны постоянной памяти и S-регистре ЦВМ находятся коды, определяющие обращение машины к эквиваленту, контрольное устройство вырабатывает сигнал запрета в постоянную память, так что в G-регистр ЦВМ передается код эквивалента.

Память, используемая в контрольном устройстве, представляет собой систему девяти оперативных запоминающих устройств магазинного типа на ферритовых сердечниках объемом каждое

по 4096 слов, работающих по принципу совпадения токов и включающих в себя электронные схемы управления, подобные тем, которые имеются в ЦВМ «Аполлон». Логика контрольного устройства и испытательной стойки построена на микросхемах, состоящих из вентилей «НЕ/ИЛИ». Это сделано, в частности, для того, чтобы использовать вентили, качество которых оказалось недостаточным для применения в бортовой аппаратуре, но которые удовлетворяют менее жестким условиям наземной эксплуатации.

ГЛАВА 6.5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создание вычислительных машин для систем управления есть результат творческих усилий одновременно в целом ряде областей инженерного дела — механике, электронике, схемной логике. В отличие от большинства коммерческих вычислительных установок каждая бортовая ЦВМ разрабатывается из расчета конкретного применения ее в одной определенной системе, благодаря чему удается находить решение, эффективное с точки зрения как функциональных свойств данной машины, так и ее габаритов и энергопотребления. Как правило, бортовые ЦВМ имеют менее широкую и гибкую систему команд, более короткую длину кодов и простые арифметические устройства. Компактность и высокая надежность в течение относительно короткого времени для них существенно более важны, чем простота программирования, удобство эксплуатации и стоимость производства. Если конструктор коммерческой машины стремится увеличить ее производительность, измеряемую числом математических ответов за месяц работы, то разработчик бортовой ЦВМ изыскивает возможности работы последней при высоких пиковых нагрузках, будучи заинтересован в количестве математических ответов за секунду.

Бортовая машина получает информацию от различных источников и посылает ответы в разные места назначения по десяткам или даже сотням сигнальных путей, причем для каждого из них необходимы соответствующие согласующие схемы как в точке посылки, так и в точке потребления сигнала. Одна из наиболее острых задач конструирования машины — уменьшение количества этих сигналов связи и, что еще важнее, сокращение числа разновидностей применяемых схем.

ЦВМ «Аполлон», в противоположность прочим машинам, является весьма показательным примером последних достижений в области разработки вычислительных устройств для систем управления и наведения. В ней нашли применение такие наиболее характерные особенности современных бортовых ЦВМ, как широкое использование микросхем, высокая плотность межсхем-

ных связей, компактная постоянная память объемом около полумиллиона бит, малая оперативная память и короткое машинное слово. ЦВМ «Аполлон» разрабатывалась с учетом применения определенных вспомогательных программ. Одной из них является интерпретирующая программа, которая позволяет производить запись в весьма экономичной матричной форме всех программ вычислений, необходимых для навигации, регулирования движения центра масс и угловой стабилизации космического корабля и осуществляемых с удвоенной точностью. Исполнительная программа распределяет рабочее время машины между решениями различных задач, или «работ», соответственно их приоритетам. Наконец, программа «ждущего списка» обеспечивает прерывание счета для выполнения других программ через определенные интервалы реального времени.

Для решения вспомогательных задач, возникающих при разработке механических и электрических схем бортовых ЦВМ, а также для автоматического программирования часто используются универсальные машины. Так, машина широкого профиля, применяемая в производстве и разработке ЦВМ «Аполлон», компилирует программу последней и проводит циклы моделирования реальных программ, изготавливает колоды перфокарт, вводимые в автоматическое устройство монтажа ЦВМ, а также те перфокарты, с помощью которых регулируется процесс изготовления модулей постоянной памяти и вводится необходимая информация в аппаратуры наземных проверок.

Разработчик бортовой вычислительной машины стеснен рамками весьма жестких условий. Кроме требований к габаритам, надежности и чисто функциональным техническим характеристикам, обычно назначаются весьма ограниченные, но непреложные сроки поставки, что часто заставляет отказываться от попыток обеспечения наилучшего аппаратурного решения во имя выполнения намеченных планов полетов. Поэтому создание бортовых машин космического применения, надо думать, и в ближайшие годы останется одной из областей интенсивного инженерного творчества и соперничества.

Часть 7

СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И УПРАВЛЕНИЕ ЕГО ПОЛЕТОМ В АТМОСФЕРЕ

ВВЕДЕНИЕ

На протяжении многих лет развитие теории и практики автоматического регулирования идет в ногу с развитием систем стабилизации (регулирования) движения летательных аппаратов. Хотя регулирование с помощью обратной связи было впервые применено как осознанный технический принцип почти за пятьдесят лет до изобретения самолета, именно необходимость точной стабилизации движения самолета вызывала в течение долгого времени наибольшую потребность развития теории регулирования и в значительной степени содействовала этому развитию.

В последние годы успехи в новых областях теории регулирования в значительной мере вызваны необходимостью совершенствования теории и технических приемов решения прикладных задач стабилизации полета в воздухе и в космосе. Выдвигаемые здесь требования эффективности, приспособляемости систем регулирования к изменению характеристик объекта и надежности действия этих систем в сложных и ответственных условиях привели к тому, что для стабилизации движения авиационных и космических летательных аппаратов в более широких масштабах, чем в любой другой области техники, применяются оптимальные регуляторы, адаптивные регуляторы и системы регулирования, использующие цифровые вычислительные машины.

Проблемы стабилизации полета в воздухе и космосе весьма разнообразны. Рассматривая различные участки полета космического летательного аппарата (КЛА) с момента отрыва его от стартового стола до возвращения в заданное место на Земле (если это предусматривается), можно выделить три основных класса задач стабилизации полета:

а) Стабилизация полета при работающем двигателе или регулирование ориентации и поступательного движения КЛА во время работы ракетного двигателя.

б) Стабилизация свободного полета или регулирования ори-

ентации КЛА при свободном полете в космическом пространстве.

в) Стабилизация полета в атмосфере или регулирование ориентации и поступательного движения КЛА во время планирующего спуска в атмосфере.

Сущность задач регулирования в этих ситуациях весьма различна. Окружающие условия, в которых находится КЛА, требования к системам стабилизации, источники получения информации и исполнительные органы в этих случаях совершенно различны. Во всех этих условиях должен действовать один и тот же КЛА и остается надеяться на то, что различные задачи регулирования не придется решать по очереди, изолированно одна от другой.

Проектирование единой системы регулирования, хорошо работающей на всех участках полета, использующей по возможности одни и те же элементы и к тому же эффективно сочетаемой с системой наведения, представляет собой чрезвычайно сложную инженерную проблему. В последующих разделах последовательно рассматриваются основные аспекты каждого из указанных выше классов задач управления.

ГЛАВА 7.1. **СТАБИЛИЗАЦИЯ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ**

Назначение системы стабилизации полета при работающем двигателе состоит в том, чтобы ориентировать вектор ускорения КЛА, создаваемого реактивной тягой двигателей, в соответствии с командами системы наведения. Эту задачу требуется выполнять в каждой фазе активного полета. Такими фазами могут быть:

а) разгон КЛА с момента схода его со стартового стола до выхода на промежуточную орбиту;

б) доразгон для выхода на орбиту перелета к цели;

в) коррекции во время перелета;

г) торможение для выхода на орбиту спутника планеты-цели или Луны;

д) торможение двигателем при спуске на планету или Луну;

е) аналогичные фазы при обратном полете.

Вектор ускорения, создаваемого двигателем, обычно ориентирован в направлении, близком к продольной оси КЛА. Поэтому задача регулирования полета при работе двигателя сводится в основном к регулированию ориентации КЛА. Эта задача будет рассмотрена первой, поскольку она имеет отношение к двум способам формирования моментов, требуемых для управления. Затем, в последующих разделах, будут рассмотрены некоторые дополнительные соображения, связанные с регулированием вектора ускорения.

РЕГУЛИРОВАНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КЛА С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЯ В КАРДАНОВОМ ПОДВЕСЕ

Очевидно, что при наличии ракетного двигателя, воздействующего на КЛА большой силой тяги, значительные управляющие моменты можно создавать, ориентируя эту силу так, чтобы возникало некоторое плечо между нею и центром масс корабля. Такой способ удобен в случае использования двигателя на жидком топливе: двигатель помещают в карданов подвес и поворачивают на соответствующие углы. В случае ракеты на твердом топливе требуется изменять направление тяги по отношению к двигателю. Этого добиваются различными способами, например, используя рулевые сопла, газовые рули, вращающиеся наклонные сопла и вторичную инжекцию жидкости. В настоящем разделе рассматриваются лишь ракеты на жидком топливе с двигателем в кардановом подвесе.

Первая и, по-видимому, самая сложная задача стабилизации КЛА — управление неустойчивой упругой ракетой во время взлета ее в атмосфере при наличии ветра. На этой фазе полета ракета имеет самые большие размеры и самые низкие частоты изгибных колебаний и колебаний жидкости в баках, а запас устойчивости системы стабилизации аэродинамически неустойчивой ракеты и нагрузки на ее конструкцию, вызванные ветровыми возмущениями, в большой степени зависят от коэффициента усиления и полосы пропускания системы. На других активных участках полета, следующих за этим, как правило, нет сопротивления атмосферы, а размеры ракеты уменьшаются по мере отделения одной или бóльшего числа ступеней. Исключение представляет случай, когда используется сборка на орбите отдельно выводимых блоков.

Наиболее важные условия, которым должна удовлетворять система стабилизации углового положения ракеты на участке ее взлета в атмосфере, сводятся к тому, что система должна:

а) обеспечивать устойчивость движения ракеты;

б) обладать характеристиками, необходимыми для выполнения команд;

в) обеспечивать необходимое парирование ветровых нагрузок;

г) достаточно эффективно использовать управляющие воздействия;

д) быть простой и надежной.

Первое требование является доминирующим в построении системы. Для предварительного анализа устойчивости можно использовать очень хорошую модель, в которой ракета и система регулирования считаются квазистационарными и линейными системами. В этом случае все сводится к классической задаче об устойчивости неизменяемой линейной системы с обратной связью — и задача была бы простой, если бы не усложнения,

вносимые самой ракетой. Принятая за основу в этой модели неупругая ракета неустойчива в атмосфере, что вызвано распределением масс и объемов. Ее можно было бы сделать аэродинамически устойчивой добавлением стабилизаторов в хвостовой части, но за это пришлось бы платить слишком дорогой ценой увеличения веса и тяги для преодоления добавочного сопротивления воздуха. Поэтому активная стабилизация с помощью системы регулирования почти всегда оказывается предпочтительной. Требование статической устойчивости устанавливает нижнюю границу коэффициента усиления системы регулирования: восстанавливающий управляющий момент при некотором отклонении ракеты должен быть больше момента, вызванного аэродинамическими силами при этом отклонении.

Но это требование высокого коэффициента усиления для обеспечения статической устойчивости противоречит требованию снижения коэффициента усиления для обеспечения динамической устойчивости. Задача обеспечения динамической устойчивости осложняется тем обстоятельством, что большая ракета никак не может быть абсолютно твердой. Она состоит из нескольких ступеней, соединенных легкими перемычками. В местах соединений возможны значительные изгибные деформации. Далее, каждая ступень проектируется как можно более легкой, удовлетворяющей основному требованию — выдерживать сжимающие осевые нагрузки. В результате получается конструкция, имеющая заметную изгибную податливость. Кроме того, ракета отличается от абсолютно твердого тела колебаниями горючего и окислителя в баках и локальными изгибными деформациями на участках между местами крепления карданова подвеса двигателя и местами установки соответствующих рулевых приводов.

В первоначальном аналитическом рассмотрении изгибные колебания можно представить в виде ряда нормальных форм. Каждая форма имеет характерную частоту и геометрический вид. Изгибные колебания очень слабо задемпфированы. Идеализированная картина основной, т. е. первой формы изгибных колебаний, показана на рис. 7.1, где изображена осевая линия, изогнутая в соответствии с этой формой колебаний, и осевая линия при отсутствии изгиба. Две точки, не меняющие при данной форме колебаний своего положения, называются узлами. Точка, имеющая наибольшее перемещение и являющаяся одновременно точкой, где отсутствует изгиб, называется пучностью. Отклонение δ карданова кольца двигателя измеряется и регулируется относительно изогнутого тела ракеты. Угол поворота самой ракеты, как показано на рисунке, также измеряется прибором, установленным в конкретном ее месте. Этот прибор показывает угол $\theta+\Phi$, образованный в месте его установки касательной к осевой линии ракеты и некоторой линией отсчета, фиксированной в инерциальном пространстве. Одновременно с основной могут возбуждаться более высокие формы колебаний. Перемеще-

ние каждой точки и угол поворота касательной в ней определяются суммой отклонений при различных формах колебаний.

Если ширина полосы пропускания системы включает частоту изгибных колебаний некоторой формы, то очевидно, что регулирующее воздействие может способствовать либо устойчивости, либо неустойчивости этой формы колебаний. Рассмотрим для примера применение обратной связи по скорости изменения угла для обеспечения затухания первой формы колебаний, показанной на рис. 7.1. Можно видеть, что для устойчивости ракеты как твердого тела знак обратной связи от скорости изменения по-

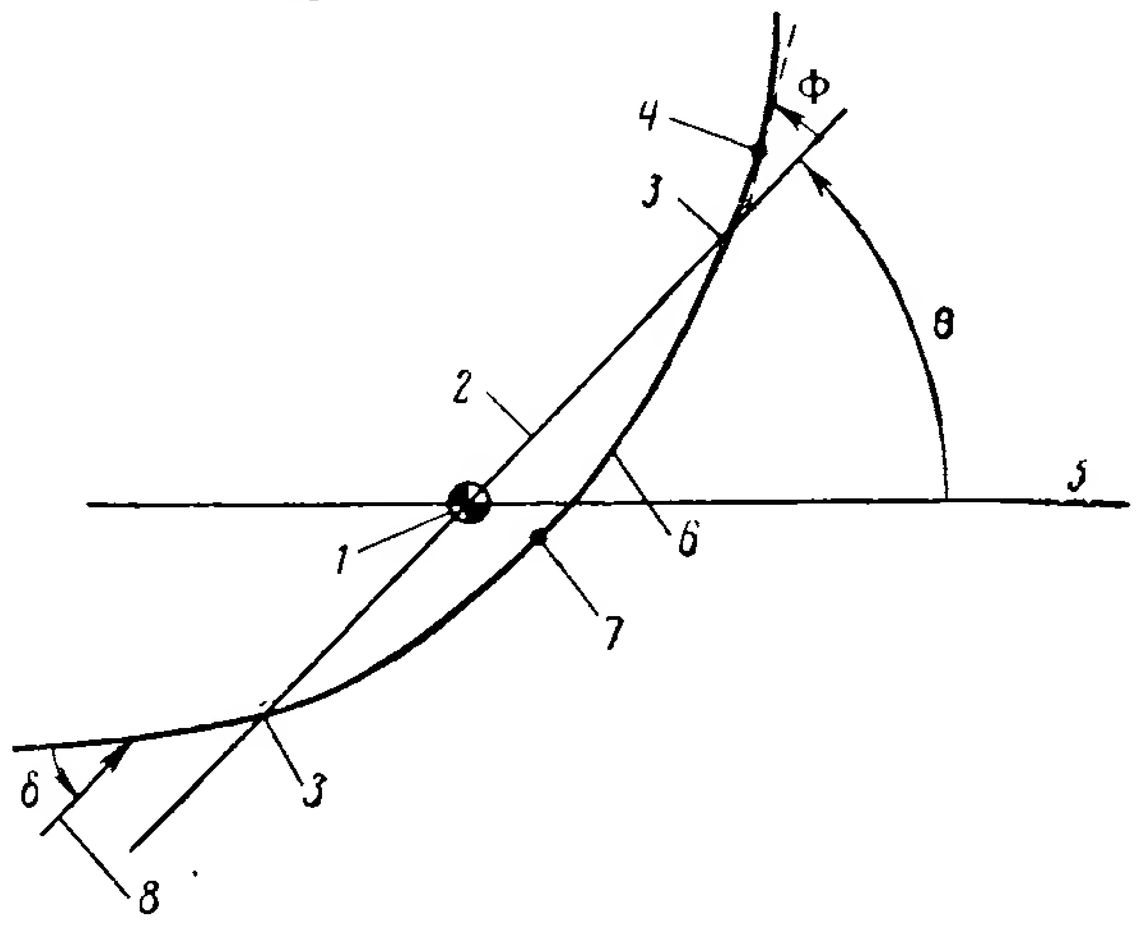


Рис. 7.1. Схема деформаций ракеты:

1 — центр масс ракеты; *2* — осевая линия недеформированной ракеты; *3* — узловая точка; *4* — место крепления прибора; *5* — линия отсчета, фиксированная в инерциальном пространстве; *6* — осевая линия деформированной ракеты; *7* — точка пучности колебаний; *8* — тяга двигателя

ворота ракеты к углу поворота двигателя должен быть положительным, т. е. положительное значение $\dot{\theta}$ должно вызывать положительное отклонение двигателя δ, что приведет к возникновению управляющего момента, стремящегося уменьшить угловую скорость. Но при этом положительная скорость изгиба $\dot{\Phi}$, также фиксируемая прибором, вызывает положительное приращение угла отклонения двигателя δ, а это приводит к возникновению нормальной составляющей силы, которая, действуя на ракету, стремится увеличить ее изгиб.

Для случая, изображенного на рисунке, когда двигатель находится позади заднего узла колебаний, а датчик скорости — перед пучностью, положительная обратная связь по скорости на первой частоте изгибных колебаний оказывает дестабилизирующее воздействие. Такая обратная связь способствовала бы затуханию колебаний, если бы двигатель был впереди заднего узла колебаний, либо датчик скорости был позади пучности, но

не при одновременном выполнении этих условий. Для случая же, изображенного на рисунке, обратная связь по скорости может приводить к уменьшению изгибных колебаний лишь при условии, что на частоте изгибных колебаний фильтр между индикатором скорости и приводами двигателя обеспечивает сдвиг фазы в 180° так, что отклонение двигателя противоположно по знаку скорости изгибных колебаний, фиксируемой индикатором. Заметим, что для достижения этой цели безразлично, обеспечивается ли сдвиг фазы в 180° на частоте изгибных колебаний введением запаздывания или введением опережения.

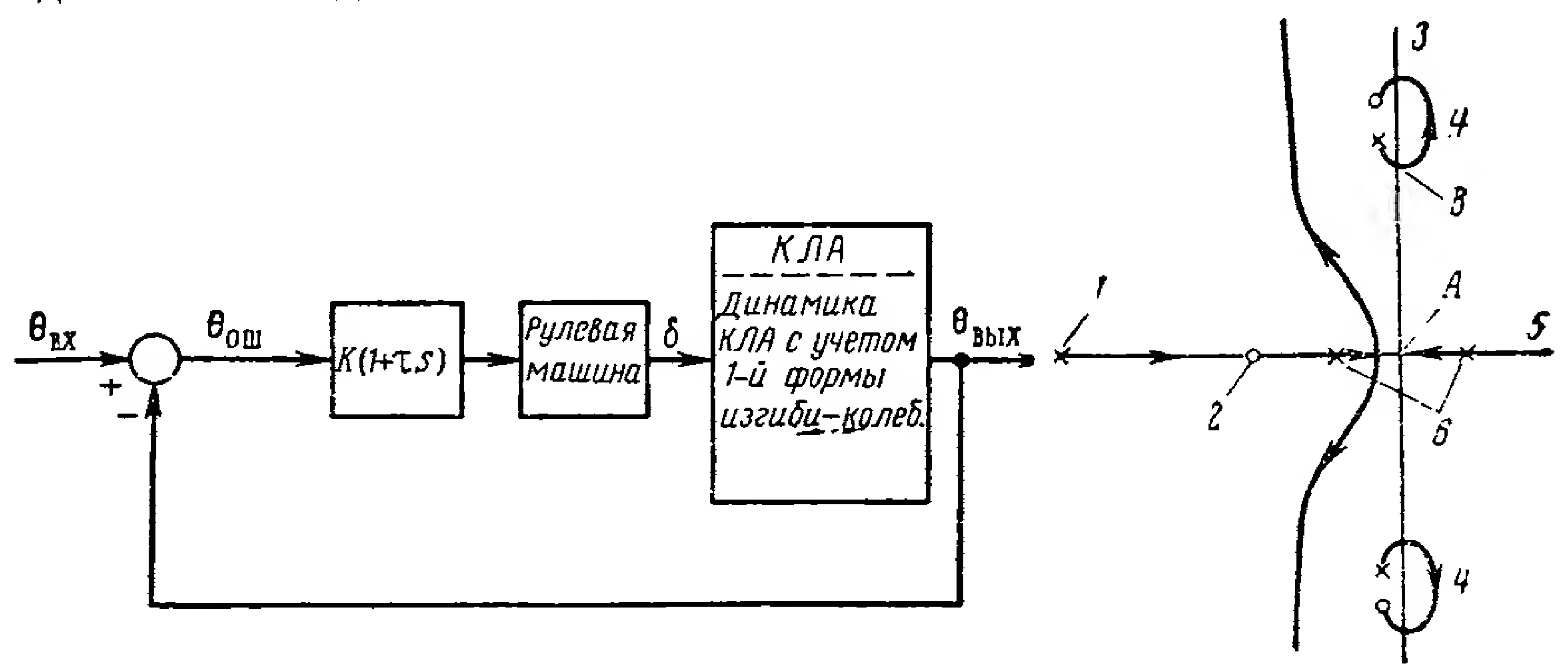


Рис. 7.2. Упрощенная структурная схема системы управления ориентацией

Рис. 7.3. Упрощенный корневой годограф системы с коррекцией, рассчитанной при рассмотрении ракеты как твердого тела:

1 — полюс, соответствующий сервоприводу; 2 — нуль, обусловленный коррекцией; 3 — мнимая ось; 4 — часть годографа, соответствующая первой форме изгибных колебаний; 5 — действительная ось; 6 — полюса, соответствующие динамическим свойствам ракеты как твердого тела

Качественную картину влияния системы регулирования на изгибные колебания можно выразить количественно, если воспользоваться одним из обычных методов, применяемых при исследовании устойчивости линейных систем. Рассмотрим случай (рис. 7.2), когда ракету можно характеризовать динамическими свойствами твердого тела и первой формой изгибных колебаний.

Угол, определяемый прибором, сравнивается с программным значением, а сигнал ошибки $\theta_{ош}$ после коррекции используется для управления приводом кардановых колец двигателя. Опережающую коррекцию, необходимую для стабилизации движения даже твердого тела, можно мыслить реализованной с помощью

включенного в обратную связь гироскопического датчика угловой скорости или с помощью идеализированного опережающего корректирующего контура. При изгибных колебаниях, которые показаны на рис. 7.1, упрощенный корневой кодограф системы обычно имеет вид, представленный на рис. 7.3. Ряд высокочастотных эффектов не отражен на этом рисунке, чтобы подчеркнуть основную задачу — стабилизировать аэродинамически неустойчивую ракету, подвергающуюся упругим деформациям. На неустойчивость ракеты указывает полюс, обозначенный крестиком в правой полуплоскости, соответствующий случаю твердого тела. На рисунке показаны полюс, соответствующий аппроксимации сервопривода, в виде запаздывающего звена первого порядка, и ноль, соответствующий опережающий коррекции. Если бы не было изгибных колебаний, этого опережения, очевидно, было бы достаточно для стабилизации твердого тела.

Изгибным колебаниям при малом демпфировании соответствуют полюса вблизи мнимой оси на частоте первого тона изгибных колебаний. Из-за того, что датчик углового положения ракеты фиксирует одновременно угол поворота ракеты как твердого тела и угол, вызванный изгибными деформациями, вблизи такого полюса имеется нуль. Показанное взаимное расположение нуля и полюса соответствует случаю, представленному на рис. 7.1. Если мысленно перемещать датчик ориентации ракеты в направлении к ее хвостовой части, нуль на изображающей плоскости будет двигаться к полюсу, пока не совместится с ним, когда датчик ориентации окажется в точке пучности колебаний. Здесь датчик ориентации не воспринимает угловых перемещений, вызванных изгибными колебаниями, и последние не влияют на систему стабилизации. Если двигать датчик ориентации дальше за точку пучности, то в верхней полуплоскости корневого годографа нуль окажется ниже полюса и соединяющая эти две точки кривая пройдет слева от них. В этом случае первая форма изгибных колебаний будет устойчивой при любых значениях коэффициента усиления системы регулирования. Однако высокочастотные эффекты, не показанные на рис. 7.3, все еще будут оказывать вредное действие, так что одним только выбором места расположения датчиков ориентации в общем случае не удастся решить задачу.

В случае, представленном на рис. 7.3 и отражающем обычно встречающуюся ситуацию, затруднения происходят потому, что при достаточно большом коэффициенте усиления, обеспечивающем динамическую устойчивость ракеты, идеализированной как твердое тело (при этом значении коэффициента усиления полюс замкнутой системы переходит на левую полуплоскость в точке A,), полюс, соответствующий изгибным колебаниям, оказывается в правой полуплоскости, пройдя точку B. Как замечено ранее, для статической устойчивости нужен коэффициент усиления, бо́льший некоторого предела, и именно при таком значении ко-

эффициента должна быть обеспечена динамическая устойчивость системы к изгибным колебаниям. Следовательно, часть годографа, соответствующая изгибным колебаниям, должна проходить не справа от полюса и нуля, а слева от них. Чтобы получить такую форму годографа, можно изменить, где это нужно, углы выхода поворотом касательных по часовой стрелке, либо против часовой стрелки, что соответствует запаздывающей, либо опережающей коррекции.

При введении запаздывания корневой годограф принимает вид, представленный на рис. 7.4. Дополнительное запаздывание перемещает часть годографа, соответствующую изгибным коле-

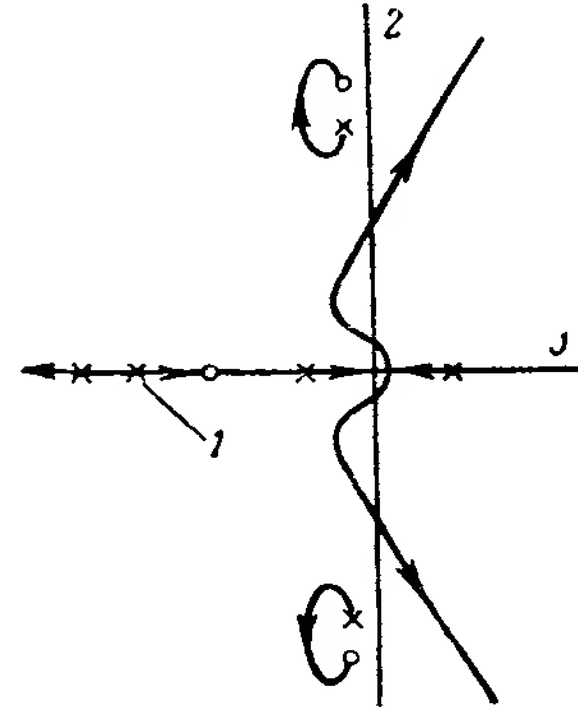


Рис. 7.4. Упрощённый корневой годограф системы с запаздывающей коррекцией с учётом изгибных колебаний ракеты:

1 — дополнительный полюс, обусловленный коррекцией; 2 — мнимая ось; 3 — действительная ось

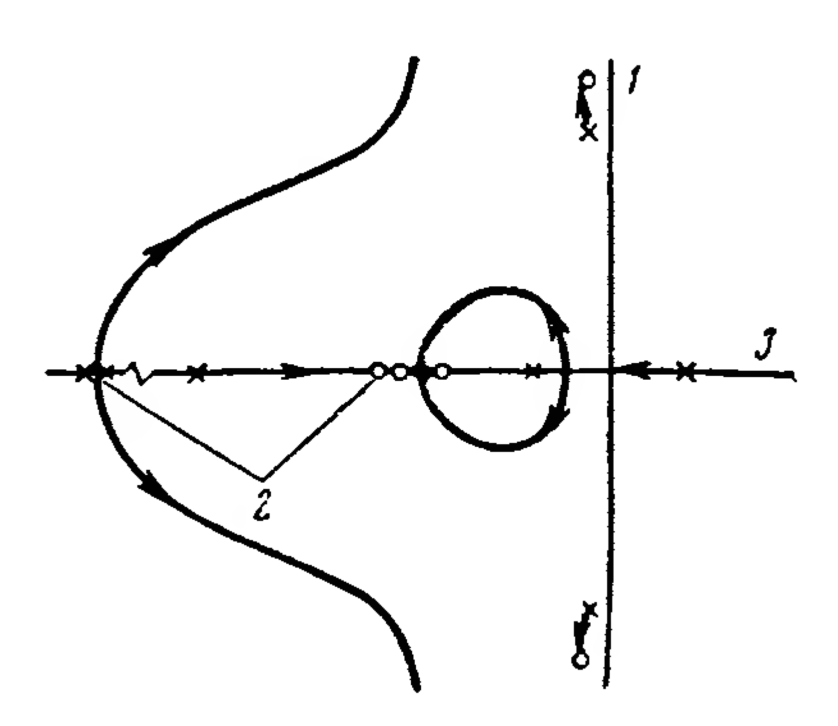


Рис. 7.5. Упрощенный корневой годограф системы с опережающей коррекцией с учетом изгибных колебаний ракеты:

1 — мнимая ось; 2 — дополнительные полюсы и нули, обусловленные коррекцией; 3 — действительная ось

баниям, как и желательно, налево, но при этом нежелательным образом воздействует на основную часть годографа, соответствующую представлению ракеты как твердого тела. Но есть, однако, область значений коэффициента усиления, для которой система устойчива. Она соответствует полосе пропускания, расположенной заметно ниже частоты изгибных колебаний. Пренебрежение высокочастотными эффектами в этом случае вполне может быть оправдано.

При использовании опережающей коррекции корневой годограф принимает вид, показанный на рис. 7.5. Сильная опережающая коррекция, необходимая для того, чтобы повернуть должным образом часть годографа, соответствующую изгибным колебаниям, существенно изменяет ту его часть, которая соответствует движению ракеты как твердого тела. Из рассмотрения динамических эффектов, отраженных на рисунке, следует, что в

этом случае система может работать с широкой полосой пропускания. Однако дополнительное опережение приводит к тому, что приемлемый коэффициент усиления разомкнутой системы соответствует высоким частотам и высокочастотные эффекты становятся существенными. Поэтому в рассмотрение должны быть включены изгибные колебания высших форм. На высоких частотах опережение не будет столь велико и там вполне возможна неустойчивость, обнаруживаемая на одной из высших частот.

Кроме названных, существует еще одна трудность при анализе динамики ракеты. В рассматриваемых ракетах с жидким топливом оно может плескаться в баках. При этом к ракете через стенки баков прикладываются изменяющиеся по колебательному закону моменты, создаваемые жидким заполнением, что приводит к изменению динамического поведения ракеты, вызывая дополнительные формы колебаний с малым демпфированием. Эти эффекты проще анализировать, если обратиться к механическому аналогу колеблющейся жидкости, представив ее в виде пружины и массы со степенью свободы, перпендикулярной продольной оси, или в виде маятника, как показано на рис. 7.6. Параметры механического аналога были выведены несколькими авторами и, в частности, Лореллом. Для имитации каждой формы колебаний в одном баке нужен свой маятник. Для многоступенчатой ракеты, имеющей по два бака на каждой ступени, сложность рассмотрения резко возрастает. К счастью, часто оказывается, что только первые формы колебаний жидкости в самых больших баках имеют частоты в полосе пропускания системы регулирования.

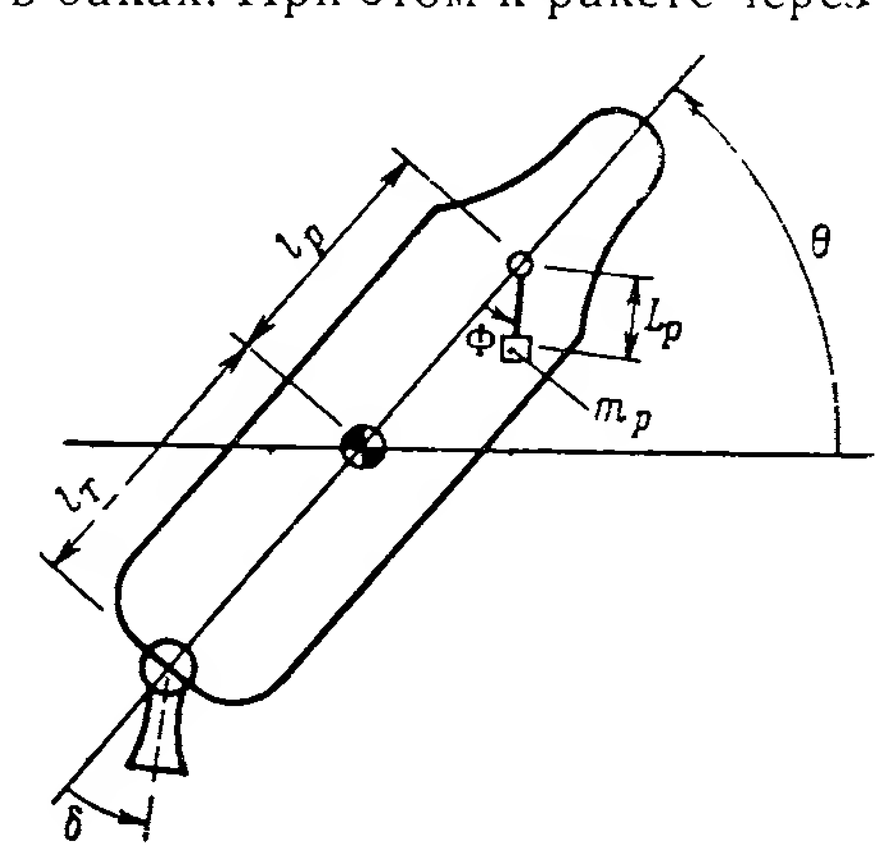


Рис. 7.6. Маятниковая аналогия колебаний топлива

В отличие от изгибных колебаний, влияние которых на показания датчика ориентации прослеживается геометрически, колебания маятника оказывают влияние на показания датчика ориентации ракеты через ее динамику, поэтому эффекты, которые возникают в этом случае, далеко не очевидны. Но так же, как и в случае изгибных колебаний, в передаточной функции незамкнутой системы, соответствующей системе уравнений движения ракеты и маятника, появляются пары «полюс — нуль», соответствующие колебаниям со слабым демпфированием. Если имеется лишь один бак и он находится на достаточном расстоянии впереди или сзади центра масс ракеты, то на корневом годографе

нуль в верхней полуплоскости лежит ниже полюса; при таком расположении замкнутая система обычно получается устойчивой. Существует промежуточная область размещения бака, когда нуль в верхней полуплоскости находится над полюсом и система без применения коррекции неустойчива. В этом случае точка подвеса маятника-аналога находится впереди центра масс ракеты, рассматриваемой как твердое тело, на расстоянии l_p, масса m_p маятника — позади центра вращения, вызванного управляющими моментами. Этот центр вращения смещен вперед от центра масс на расстояние $k^2/l_т$, где k — радиус мгновенного вращения ракеты, идеализированной как твердое тело, а $l_т$ показано на рис. 7.6. В двух случаях точки, соответствующие полюсу и нулю, совпадают, а колебания жидкости не оказывают влияния на динамику ракеты:

1) если точка подвеса маятника совпадает с центром масс ракеты; в этом случае реакции в подвесе маятника не создают момента вокруг центра масс;

2) если масса маятника находится в мгновенном центре вращения ракеты; в этом случае управляющие моменты не возбуждают колебаний маятника.

Когда колебания жидкости и динамика ракеты взаимно влияют друг на друга, задача выбора надлежащей коррекции в принципе такова же, как и в случае с изгибными колебаниями.

Таким образом, для регулируемого объекта характерным является неустойчивость динамического поведения ракеты, рассматриваемой как твердое тело, и наличие целого спектра слабо задемпфированных колебаний, вызванных изгибными деформациями и колебанием топлива в баках. Выбор средств коррекции, которые при любых условиях полета будут либо гасить эти колебания, либо практически устранять взаимное влияние различных эффектов, похож на жонглирование многими шарами. Обойтись плохо с какой-либо формой колебаний — все равно, что уронить хотя бы один из шаров — результатом будет неудача. Дело осложняется еще и тем, что характеристики этих форм колебаний непрерывно изменяются, так как все время изменяется скоростной напор и уменьшается запас топлива. Коррекция, которая хорошо действует в одних условиях полета, может привести к неустойчивости в условиях, возникающих спустя полминуты. В наименьшей степени влиянию этих изменений подвержена схема с запаздывающей коррекцией, при которой просто полоса пропускания имеет границу ниже всех частот колебаний ракеты. При этом изгибные колебания и колебания жидкости практически не сказываются на работе системы регулирования, а последняя не мешает этим колебаниям совершаться под действием возмущений. При этом могут длительно совершаться колебания, которые вызывают существенные нагрузки на конструкцию ракеты, особенно на низших частотах изгибных колебаний и колебаний жидкости. В таком случае построение системы

в целом улучшают, используя систему регулирования для активного демпфирования колебаний на низших частотах. Это требует расширения полосы пропускания системы. В действительности, для любой ракеты, вероятно, существует оптимальная, в смысле уменьшения конструктивных нагрузок, ширина полосы пропускания системы регулирования. При малой ширине полосы пропускания становятся определяющими нагрузки, обусловленные слабым демпфированием колебаний, а при большой ширине — нагрузки, создаваемые управляющими воздействиями. Кроме активного демпфирования колебаний жидкости, осуществляемого системой стабилизации, существует и часто используется еще и другой способ их погашения. Если пойти на некоторое увеличение веса, то можно сделать внутри топливных баков перегородки, чтобы гасить колебания жидкости с большой амплитудой на свободной поверхности.

К счастью, в большинстве случаев построение системы регулирования ориентации не стеснено какими-либо другими серьезными требованиями, кроме требования устойчивости. Поскольку программное значение угла ориентации ракеты при полете с работающим двигателем меняется очень медленно, для выполнения командных сигналов требуется весьма небольшая ширина полосы пропускания. Требования к скорости отработки ветровых возмущений могут быть более жесткими. При выборе полосы пропускания системы для обеспечения минимальных конструктивных нагрузок следует, как уже говорилось, принять во внимание возмущения, вызываемые воздействием ветра и градиентов ветрового давления. Требования к эффективности использования регулирующих органов обычно бывают не самыми главными, хотя и здесь приходится идти на увеличение веса, если требовать от управляющих органов слишком многого. Во всех случаях важнейшими качествами системы являются простота и надежность ее функционирования. Для достижения этих качеств нужно строить простую коррекцию, использующую легко реализуемые величины, и находить простые способы надлежащего изменения этой коррекции во время полета.

Одним из основных решений, имеющих отношение к вопросу о надежности, является выбор способа обработки данных в регуляторе — с помощью аналоговых или дискретных устройств. Широкополосные системы обычно более эффективно выполняются на аналоговых устройствах, но для рассматриваемой задачи область достижимых значений частот не слишком велика. С другой стороны, здесь необходимы коррекция с переменными параметрами и переменные коэффициенты усиления, а для передаточной функции корректирующего звена желательно иметь комплексные значения нулей и полюсов, что более просто реализовать с помощью дискретных устройств. Более того, есть одно обстоятельство, на которое обычно сначала не обращают внимания, а именно: после того как система спроектирована для

выполнения своей основной функции, стремятся приспособить ее для выполнения ряда дополнительных операций. Одна из основных причин этого — необходимость работы в различных режимах: режиме проверок, основном режиме, резервном режиме, режиме с ручным управлением и т. д. Переход с одного режима на другой в аналоговой системе требует коммутаций, а это приводит к увеличению числа элементов и снижает оценку надежности системы. В дискретных системах переключение с одного режима на другой осуществляется обращением к другой программе, хранящейся в памяти машины. Это приводит лишь к незначительному уменьшению оценки надежности, поскольку долговременные запоминающие устройства имеют высокую надежность.

Проектирование дискретных систем регулирования похоже на проектирование непрерывных систем с дополнительным условием — необходимо выбрать периодичность опроса и величину кванта входных и выходных сигналов вычислительного устройства. Частота опроса выбирается в основном исходя из требований к ширине полосы пропускания системы. Если, например, принято решение, что на первую форму изгибных колебаний система должна реагировать, а колебания более высоких частот должны сказываться на работе системы как можно меньше, то частоту опроса следует выбрать примерно в пять раз больше частоты первой гармоники. Если это позволяет тип индикатора ориентации и тип преобразователя аналог-код, то в большинстве случаев целесообразно поставить перед квантизатором низкочастотный фильтр, чтобы ослабить высокочастотный шум, который после модуляции квантованием может оказаться в полосе пропускания системы. Уровни квантования сигнала выбираются так, чтобы не приводить к излишнему дроблению операций в системе.

Пример использования дискретной системы регулирования ориентации большого корабля можно найти в проекте «Аполлон». Конструкция корабля, функционирующего на участке перехода с траектории перелета на орбиту спутника Луны, показана на рис. 7.7. На этом рисунке показан лунный экспедиционный модуль, состыкованный с командным модулем в положении, позволяющем космонавтам перейти из одного корабля в другой. Эта конструкция имеет значительную податливость, главным образом, из-за изгибных деформаций в местах стыковки обоих кораблей. Частота первой формы колебаний равна примерно 2 *гц*. Колебания жидкого топлива слабо влияют на динамику этого объекта, поскольку масса топлива, участвующего в этих колебаниях, составляет очень малую часть массы корабля. В аналитическом рассмотрении это малое отношение масс проявляется в близости друг к другу нуля и полюса, соответствующих колебаниям жидкости. Таким образом, нуль почти нейтрализует полюс, и при анализе системы их можно не учитывать. Система регулирования ориентации имеет частоту квантования 25 *гц* и

пользуется только информацией по положению; при этом не требуется гироскопических датчиков угловой скорости. Информация об ориентации, поступающая на вход вычислительного устройства «Аполлон», квантована с дискретностью 40 *дуг. сек.* Выходом этого устройства является управляющий сигнал на привод карданова подвеса двигателя; угол поворота двигателя удерживается регулированием в интервале между двумя после-

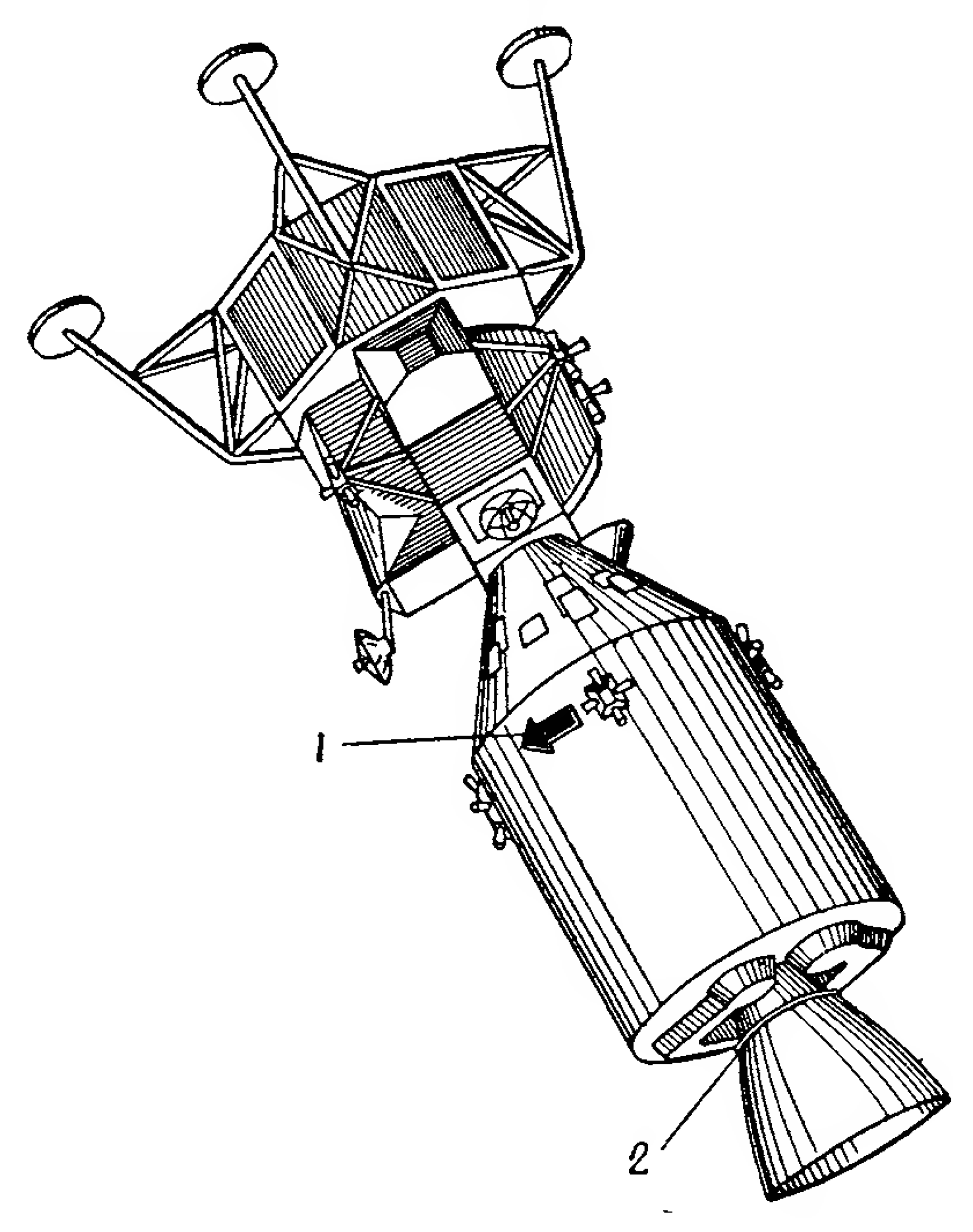


Рис. 7.7. Конструкция корабля «Аполлон» при переходе на орбиту спутника Луны:
1 — управление поворотами по крену; 2 — карданов подвес двигателя, используемый для управления по курсу и тангажу

довательными дискретными уровнями. Соответствующий управляющий сигнал квантуется с дискретностью 160 *дуг. сек.*

Для дискретной системы без применения коррекции корневой годограф на Z-плоскости представлен на рис. 7.8. Динамика корабля, рассматриваемого как твердое тело, при движении вне атмосферы обусловлена лишь его инерционными свойствами. На Z-плоскости ей соответствует кривая, исходящая из двукратного полюса в точке +1. Здесь имеются также пары нулей и полюсов, соответствующие первой форме изгибных колебаний. Без применения коррекции первая форма колебаний приводит к неустойчивости уже при малых коэффициентах усиления. Годограф системы с запаздывающей коррекцией показан на рис. 7.9. В этом

случае в корректирующем звене использовался один нуль для коррекции упоминавшейся динамики корабля, рассматриваемого как твердое тело, и четыре полюса, чтобы резко ослабить влия-

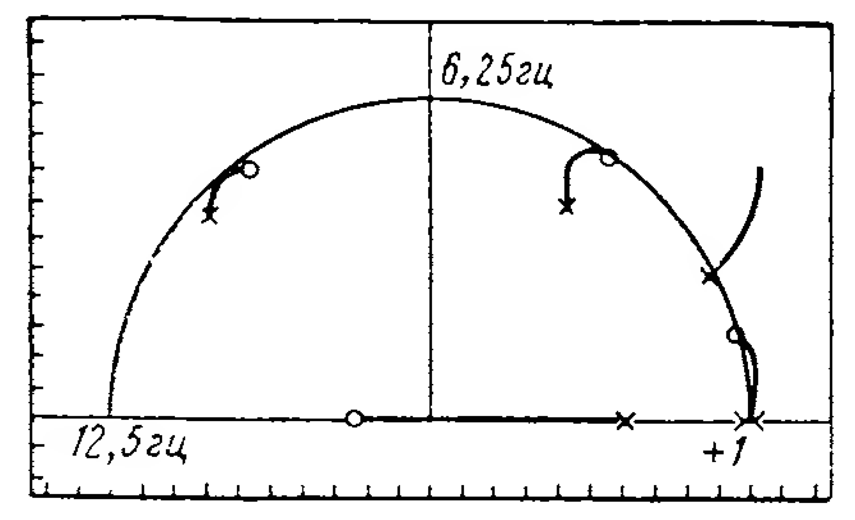


Рис. 7.8. Корневой годограф на Z-плоскости. Случай без использования коррекции

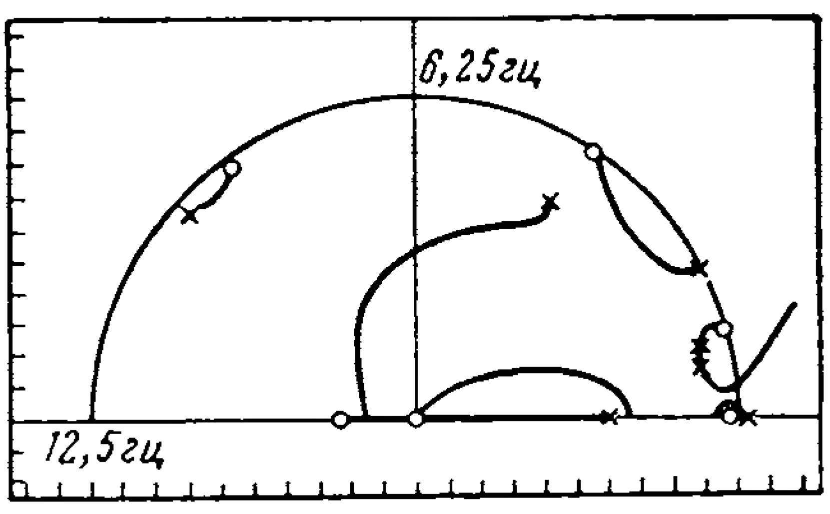


Рис. 7.9. Корневой годограф на Z-плоскости. Случай запаздывающей коррекции.

Дискретная коррекция

$$D(z)=\frac{z^3(z-0{,}98)}{(z-0{,}8919\pm 0{,}1560i)^2}$$

ние высших частот. Как видно из рисунка, часть корневого годографа замкнутой системы, начинающаяся в полюсе, соответствующем первой форме изгибных колебаний, входит в область устойчивости на значительное расстояние от границы. Аналогичный годограф для системы с опережающей коррекцией показан на рис. 7.10. Чтобы обеспечить активное демпфирование первой формы изгибных колебаний, понадобилось значительное опережение. Как можно видеть из рисунка, для этой цели была использована коррекция, дающая пять нулей и пять полюсов. В результате первая форма колебаний оказалась не только устойчивой, но и сильно задемпфированной. При всех этих коррекциях определяющие полюса замкнутой системы имеют собственную частоту порядка 1/6 *гц* (1 *рад/сек*), что примерно в десять раз меньше частоты первой формы изгибных колебаний. Однако при использовании опережающей коррекции нули передаточной функции замкнутой системы расположены вблизи этих полюсов, а следовательно, время переходного процесса при ступенчатом возмущении здесь существенно меньше. Во всех случаях полоса пропускания, огра-

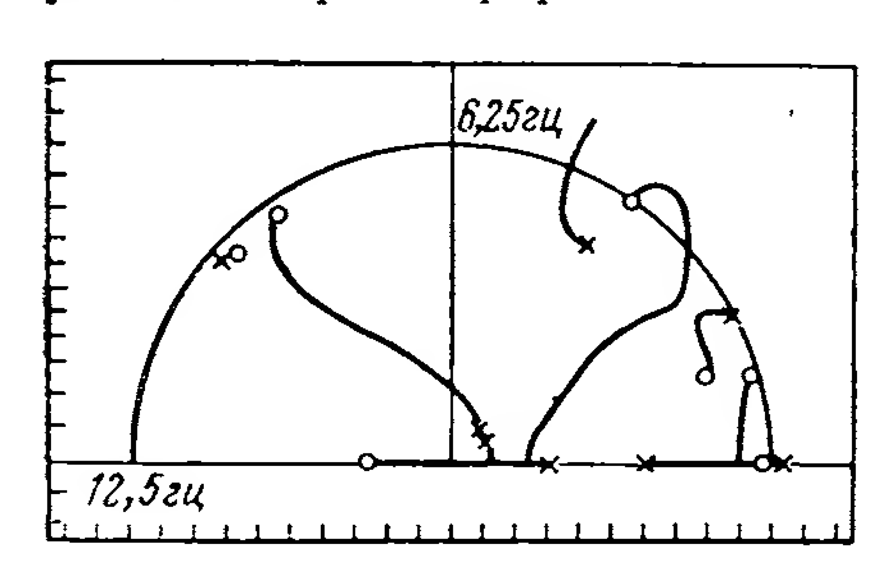


Рис. 7.10. Корневой годограф на Z-плоскости. Случай опережающей коррекции.

Дискретная коррекция

$$D(z)=\frac{(z-0{,}98)\,(z-0{,}8\pm 0{,}27i)}{(z-0{,}3)\,(z-0{,}1\pm 0{,}1i)^2}\cdots\rightarrow$$

$$\leftarrow\cdots\frac{(z+0{,}6967\pm 0{,}651i)}{(z-0{,}3)\,(z-0{,}1\pm 0{,}1i)^2}$$

ниченная частотой, на которой модуль передаточной функции разомкнутой системы равен единице, примерно одинакова — около 1/6 *гц,* но при этом система с запаздывающей коррекцией имеет больший запас по фазе на этой частоте и более круто снижает коэффициент усиления на высших частотах.

Реакция этой системы на ступенчатое возмущение при опережающей коррекции показана на рис. 7.11. Эта реакция была получена с помощью моделирующей установки, в которой аналоговые устройства моделировали динамику космического корабля, а в качестве регулятора использовался реальный навигационный вычислитель «Аполлона». Из рисунка видно, что реакция основной системы вполне соответствует системе с определяющими полюсами, представленными на Z-плоскости. Более того, видно, что изгибные колебания демпфируются вполне удовлетворительно. Представляют интерес случайные «пачки» всплесков, появляющиеся после того, как закончился основной переходный процесс. Они вызваны тем, что вследствие дрейфа угловая ошибка время от времени достигает значения одного кванта. Это очень незначительная величина, и фактическая скорость дрейфа при этом также очень мала, так что для возврата ошибки по углу в нулевую зону требуются очень малые управляющие воздействия. Но тем не менее вычислитель в течение нескольких периодов квантования реагирует на эту ошибку вблизи нуля, так что когда ошибка достигает порога дискретности, опережающая коррекция воспринимает это как значительную скорость изменения ошибки и формирует высшие производные. При этом без необходимости увеличивается время работы системы регулирования, и на этих интервалах времени вновь возбуждаются изгибные колебания.

Итак, задача регулирования ориентации большого деформируемого космического корабля действительно представляет собой целую проблему и будет еще более сложной в будущем. С увеличением размеров космических кораблей частоты изгибных колебаний и колебаний жидкости будут снижаться, но это не означает, что будут обязательно уменьшаться требования к техническим характеристикам системы. Таким образом, необходимо будет обеспечить такую характеристику системы, чтобы полоса пропускания была как можно уже, но все же охватывала бы частоты изгибных колебаний и колебаний жидкости. Это, вообще говоря, можно осуществить, но при этом устойчивость системы становится критичной к отдельным характеристикам этих форм колебаний, а эти характеристики не всегда могут быть предсказаны на время полета. Поэтому для таких случаев представляют интерес самонастраивающиеся системы регулирования. Может оказаться, что для решения этих проблем окажется пригодной современная теория оценивания. Пока же очень полезным инструментом проектировщика остаются классические методы анализа линейных систем, хотя из-за сложного характера

объекта регулирования применение этих методов при выполнении расчетов «вручную» становится практически невозможным.

Мощным средством преодоления этой трудности может оказаться составление серии программ для последующего решения

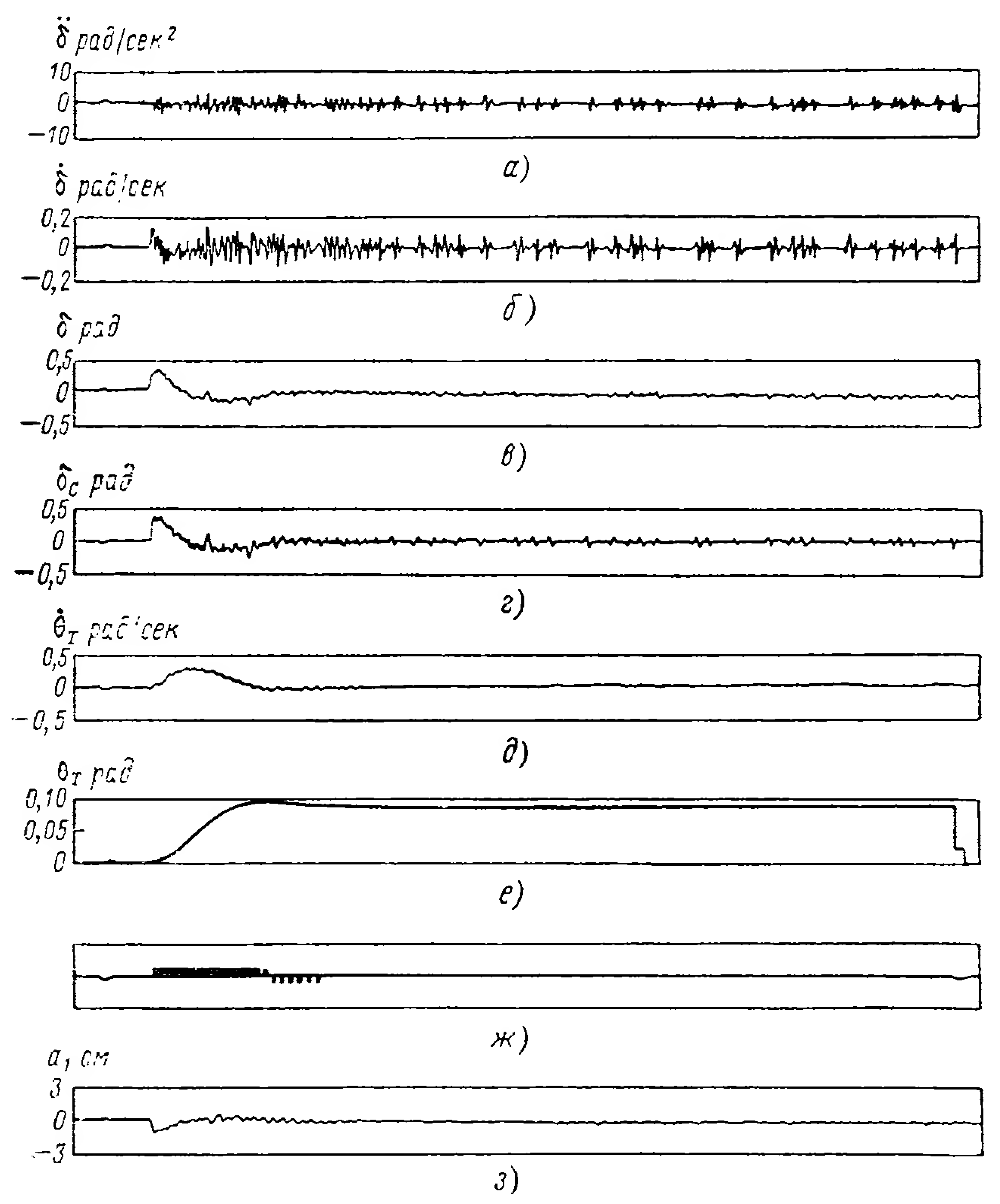


Рис. 7.11. Переходные процессы системы управления ориентацией при ступенчатом возмущении:

а — угловое ускорение двигателя в кардановом подвесе, *рад/сек*^{2}; *б* — угловая скорость двигателя в кардановом подвесе, *рад/сек*; *в* — угол поворота двигателя в кардановом подвесе, *рад*; *г* — сигнал, управляющий положением двигателя в кардановом подвесе, *рад*; дискретность 160 *дуг. сек*; *д* — угловая скорость корабля, измеренная в месте крепления гиростабилизатора, *рад/сек*; *е* — угловое положение корабля, измеренное в месте крепления гиростабилизатора, *рад*; *ж* — кодированные сигналы: положение корабля по выходным сигналам кодового преобразователя, дискретность 40 *дуг. сек.* (реакция автопилота II командного и двигательного модуля на входной сигнал ошибки по положению блока); *з* — прогиб корабля в месте установки двигателя при первой форме колебаний

на вычислительных машинах задач, которые иначе пришлось бы решать «вручную». К таким задачам относятся построение частотных характеристик для разомкнутых и замкнутых систем по данным характеристикам входящих в них элементов, вычисление дискретной передаточной функции по заданной непрерывной передаточной функции, построение корневого годографа для дискретной или непрерывной системы, определенной передаточной функции разомкнутой системы и т. д. Подобные программы использовались при проектировании систем «Аполлона» в приборной лаборатории МТИ. Трудно представить, как можно было бы выполнить такую работу в требуемые сроки без автоматизации аналитических операций.

РЕГУЛИРОВАНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОРАБЛЯ С НЕПОДВИЖНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Для упрощения системы весьма желательно устранить массивную конструкцию карданова подвеса двигателя и связанных с ним мощных приводов и сервосистем. Такая возможность имеется при использовании системы, основанной на релейном управлении реактивными соплами для регулирования ориентации. В этом случае управляющие реактивные двигатели должны быть способны развивать управляющие моменты, достаточные для компенсации моментов, обусловленных возможными отклонениями тяги основного двигателя от продольной оси корабля. Эти отклонения вызываются несколькими причинами: установка двигателя вдоль продольной оси осуществляется с некоторым допуском; тяга двигателя не направлена точно по его геометрической оси из-за несимметричного истекания газов и несимметричной абляции сопла. Но главная причина — в неточности определения центра масс корабля.

На каждом из этапов работы центр масс может заметно менять свое положение по мере уменьшения топлива в баках, не расположенных точно на продольной оси КЛА. Представляет интерес компромиссное решение, при котором основной двигатель установлен в кардановом подвесе, но приводится с помощью двигателей малой мощности и очень простой следящей системы, такой, например, которая осуществляет поворот со скоростью, постоянной по величине, но реверсируемой по знаку, так что вектор тяги двигателя как бы следит за перемещениями центра масс корабля. Это позволяет использовать для регулирования ориентации двигатели с малой тягой.

Рассмотрим теперь схему системы регулирования ориентации корабля с неподвижным двигателем. Для угловой стабилизации на атмосферном участке полета очень большого корабля с мощной тягой такая система нецелесообразна. Динамика корабля меньших размеров на участке вне атмосферы в основном определяется инерционными свойствами, изгибными деформациями

и колебаниями жидкости, частоты которых очень высоки. При отсутствии отклонения тяги от продольной оси определяющими для проектирования являются следующие параметры: угловое ускорение объекта при действии управляющих моментов, минимальное время включения управляющих двигателей и максимально допустимые ошибки в ориентации. Если еще потребовать, чтобы управляющие моменты парировали максимально возможные перекосы тяги, то ускорение, которое придется создавать управляющими моментами, будет очень большим. Заметим также, что для любой системы с реактивными двигателями существует минимальное время действия, которое может быть реализовано. Произведение управляющего углового ускорения на минимальное время действия дает минимально возможное изменение угловой скорости, которое назовем $\Delta\dot{\theta}_{min}$. Наиболее благоприятный симметричный предельный цикл, который можно получить при отсутствии перекоса тяги, состоит из движения с выключенным управляющим двигателем с угловой скоростью $1/2\,\Delta\dot{\theta}_{min}$ к заданной максимально допустимой ошибке по положению θ_{max}, минимального управляющего импульса в этой точке, который меняет угловую скорость объекта до значения $-1/2\,\Delta\dot{\theta}_{min}$, и движения с выключенным управляющим двигателем до границы $-\theta_{max}$ допустимых значений ошибки. Почти такой предельный цикл изображен на фазовой плоскости (рис. 7.12). Угол θ_k, при достижении которого происходит включение и выключение управляющих двигателей, определяется следующим образом:

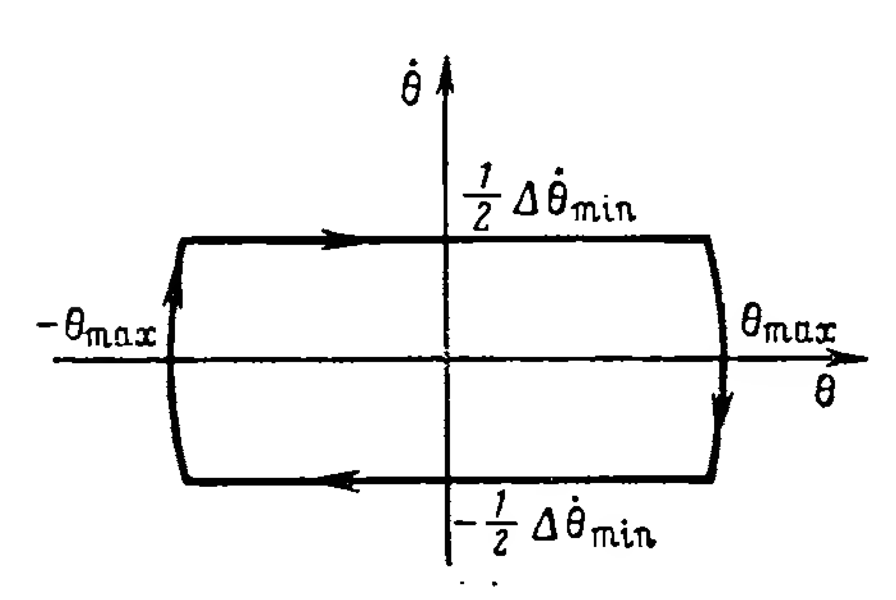


Рис. 7.12. Минимальный симметричный предельный цикл при отсутствии перекоса тяги

$$\theta_k = \pm\,(\theta_{max} - 1/8 a_c t_{min}^2), \qquad (7.1)$$

где a_c — угловое ускорение, соответствующее управляющему моменту.

Коэффициент k_c заполнения цикла (отношение времени работы двигателей ко времени полета с неработающими двигателями) определен выражением

$$k_c = \frac{2}{\dfrac{8\theta_{max}}{a_c t_{min}^2} - 1}. \qquad (7.2)$$

Если, например, максимально допустимая ошибка равна 1°, угловое ускорение от управляющих моментов 10 *град/сек*², а минимальное время работы двигателя 10 *мсек*, то угол переключения равен 0,9999°, а коэффициент заполнения $2{,}5\cdot10^{-4}$.

При таком большом управляющем ускорении предельный цикл на фазовой плоскости выглядит прямоугольником. Коэффициент заполнения при этом очень хороший — двигатели работают всего 0,025% времени цикла. Управляющие двигатели выключены в течение 40 *сек*, затем 10 *мсек* работают, а затем снова 40 *сек* отключены. Это, разумеется, идеализация, предполагающая постоянство входной величины системы, идеальную передачу информации и отсутствие возмущений. Аналогичные характеристики могут быть получены, когда система коммутируется при достижении объектом некоторой постоянной по модулю угловой скорости.

При отсутствии перекосов тяги предельный цикл можно получить, используя обычную логику переключений. На рис. 7.13 показана структурная схема системы, в которой управление руле-

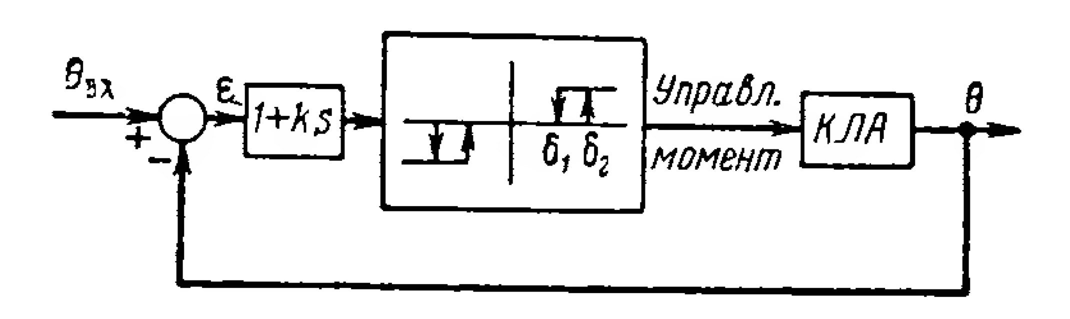


Рис. 7.13. Типичная релейная система регулирования

выми двигателями осуществляется сигналом, представляющим собой линейную комбинацию ошибки по положению и ее производной. Этот сигнал проходит через триггерную схему или логическое переключательное устройство с нелинейностями типа зоны нечувствительности и гистерезиса. Указанную производную ошибки по положению можно представить себе как сигнал на выходе идеального дифференцирующего звена, либо как результат использования в цепи обратной связи показаний гиротахометра. При известной величине управляющего момента эта система полностью определяется заданием трех параметров: k, δ_1 и δ_2 (рис. 7.13). Предполагается, что логическое переключающее устройство имеет симметричную характеристику. Реализация предельного цикла, показанного на рис. 7.12, накладывает два ограничения на эти параметры: две линии переключения, лежащие по обе стороны от начала координат, должны проходить через точки излома желаемой фазовой траектории.

Таким образом, остается одно произвольное условие. Это условие можно использовать для получения быстрой отработки объектом скачкообразного изменения заданного угла на некоторую вероятную величину. Если k очень мало, а δ_1 и δ_2 выбраны из условия обеспечения желаемого устойчивого предельного цикла, то реакция на изменение задаваемого угла задемпфирована слабо. Такая фазовая траектория показана на рис. 7.14. Если k очень велико, а δ_1 и δ_2 выбраны так же, как в первом случае,

то реакция на изменение задаваемого угла медленная и «вялая», как показано на рис. 7.15. Для любого начального рассогласования существует значение k и значения δ_1, δ_2, при которых фазовая траектория приходит к предельному циклу практически

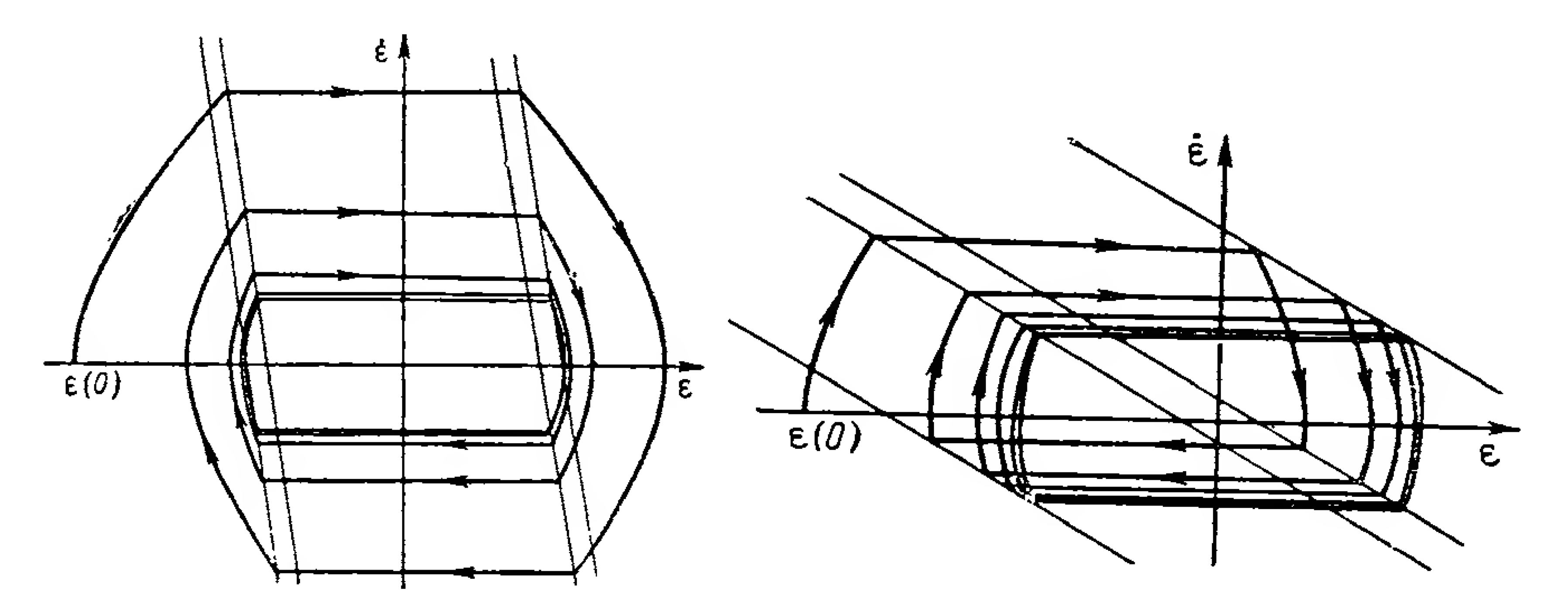


Рис. 7.14. Реакция на скачок в системе с малым демпфированием

Рис. 7.15. Реакция на скачок в системе с сильным демпфированием

сразу, как показано на рис. 7.16. Разумеется, невозможно заранее подобрать такие значения управляющих сигналов для любых начальных условий, но некоторые случаи более вероятны,

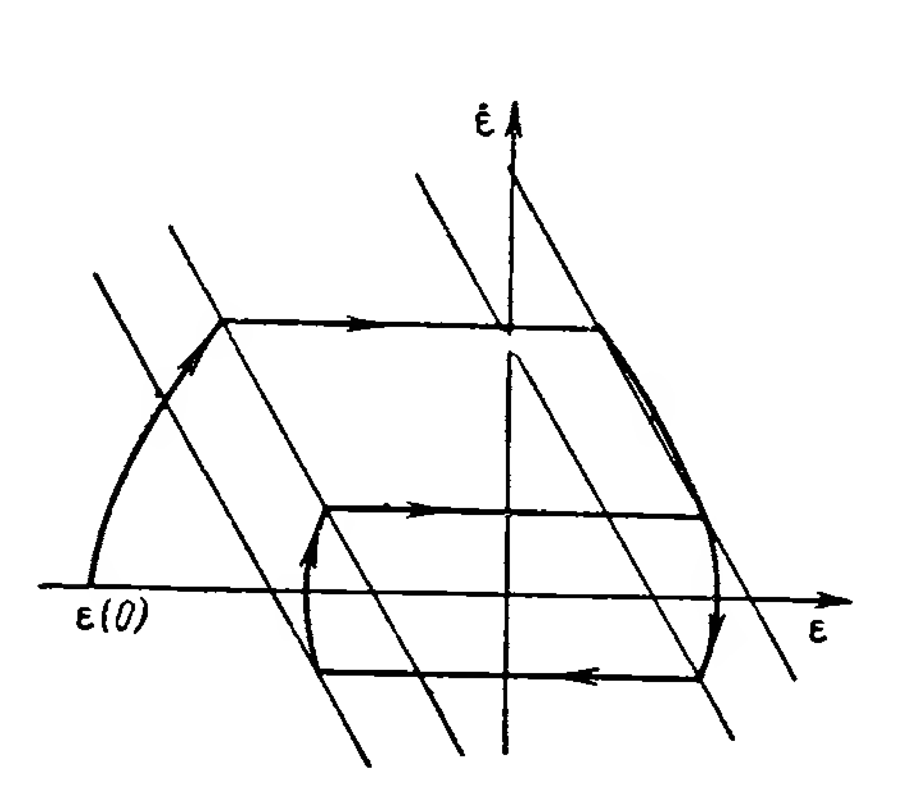


Рис. 7.16. Реакция на скачок в системе с должным демпфированием

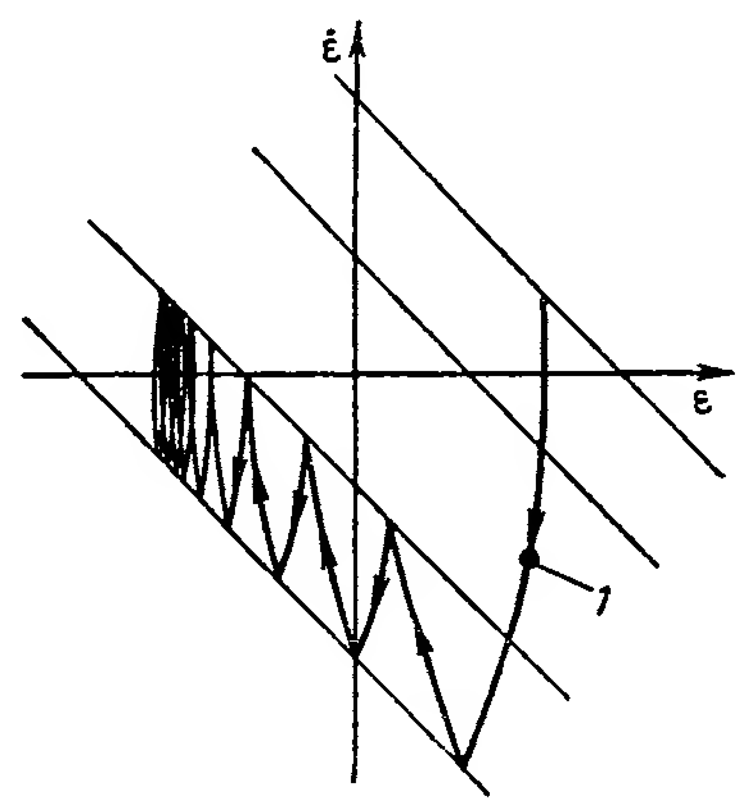


Рис. 7.17. Предельный цикл при перекосе тяги:

1 — прекращение действия управляющего момента

чем другие, и потому k (а также δ_1 и δ_2) можно выбрать, чтобы получить хорошую реакцию системы в наиболее вероятных случаях.

Если система спроектирована так, чтобы обеспечить хороший переходный процесс при наиболее вероятном значении входного сигнала и эффективный предельный цикл, то остается выяснить,

как изменится ее поведение при перекосе тяги. Как можно видеть из рис. 7.17, оно может оказаться весьма неблагоприятным. На этом рисунке представлен предельный цикл, который может получиться при положительном моменте от перекоса тяги. Этот момент стремится сместить ошибку по скорости в область отрицательных значений. На этом рисунке начало фазовой траектории находится в первом квадранте на линии переключения. В этой точке подается команда на выдачу минимального положительного импульса управляющего момента, который вместе с моментом от перекоса тяги приводит к появлению у корабля большой отрицательной угловой скорости. Далее, после прекращения импульса отрицательное ускорение вызывается лишь перекосом тяги. Это происходит до тех пор, пока фазовая траектория не достигает нижней линии переключения. Начиная с этого места изображающая точка фазовой траектории колеблется между двумя линиями переключения, одновременно продвигаясь влево и приближаясь к замкнутому предельному циклу. Этот устойчивый цикл нежелателен по двум причинам: из-за наличия отрицательного смещения ошибки по положению и из-за очень быстрых колебаний тяги рулевых двигателей, что приводит к бесполезной затрате топлива.

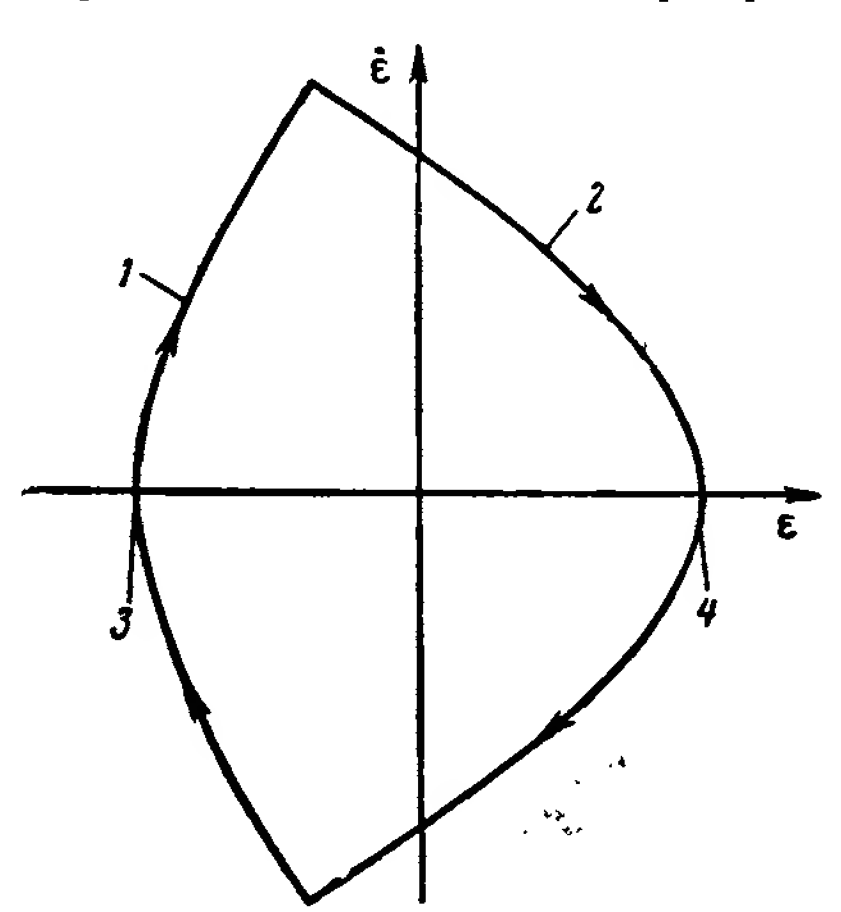


Рис. 7.18. Желательный предельный цикл при перекосе тяги:

1 — движение при действии разности управляющего момента и момента от перекоса тяги; *2* — движение при действии только момента от перекоса тяги; *3*, *4* — границы ошибки

Если бы момент, создаваемый перекосом тяги, был известен, нетрудно было бы управлять движением так, чтобы при этом получался желаемый предельный цикл. Можно было бы так использовать рулевые двигатели, чтобы они никогда не увеличивали момент от перекоса тяги, если последний превосходит по абсолютной величине некоторое пороговое значение. Как можно видеть на фазовой плоскости, одна часть предельного цикла могла бы быть остающейся в требуемых границах ошибки параболой, соответствующей действию лишь моментов от перекоса тяги. Другая часть предельного цикла была бы параболой, соответствующей действию управляющих моментов, направленных против моментов от перекоса тяги, и эта часть также оставалась бы в требуемых границах ошибки. Такая траектория показана на рис. 7.18. Если считать, что динамика корабля определяется лишь его инерцией, то легко получить простые необходимые

условия переключения управляющих моментов для такой траектории. Остается лишь, чтобы в дополнение к ошибкам по положению и по скорости система могла определять момент от перекоса тяги. Очевидно, информация о моменте от перекоса тяги содержится в сведениях об изменении во времени ориентации корабля, поскольку зависимость управляющих моментов от времени известна. Например, можно принять за оценку некоторое значение момента от перекоса тяги и использовать эту оценку вместе с известными управляющими моментами для моделирования динамики корабля. И если при этом обнаруживается, что в такой модели ошибка в ориентации корабля будет, скажем, больше, чем положительное фактическое отклонение корабля, то это будет означать, что оценка момента от перекоса тяги взята завышенной. Эта информация может быть использована в качестве обратной связи для уточнения оценки момента от перекоса тяги.

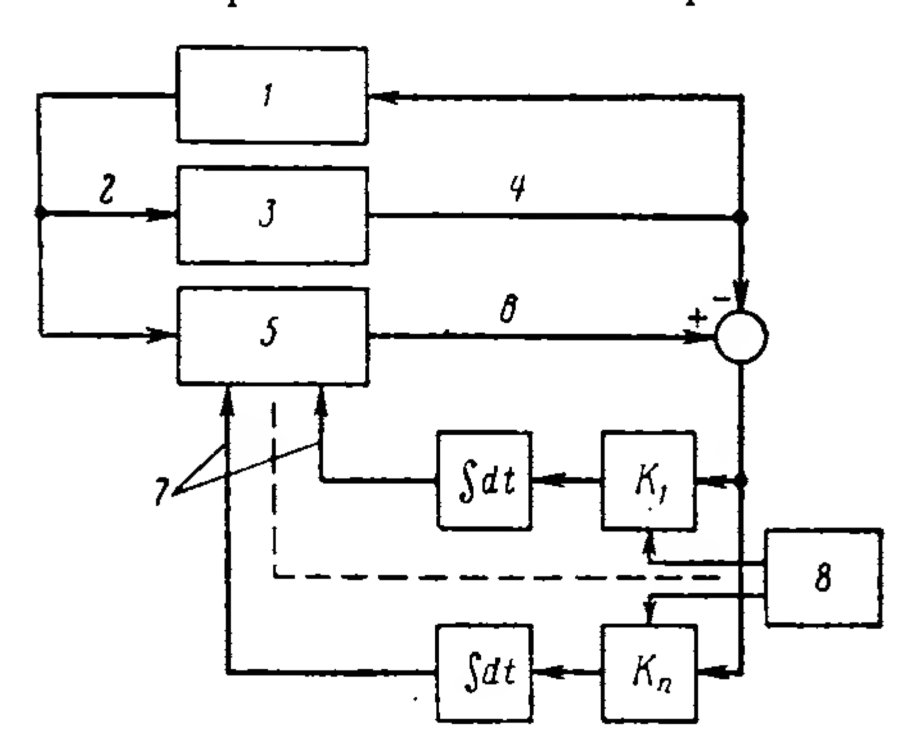


Рис. 7.19. Структура калмановского оценивающего устройства:

1 — регулятор; *2* — управляющее воздействие; *3* — система; *4* — измеряемая переменная; *5* — модель системы; *6* — прогнозируемое значение; *7* — оценки параметров; *8* — вычислитель коэффициентов усиления

Эти физические концепции лежат в основе оптимальной линейной теории оценивания, впервые сформулированной Калманом [1]. Структура оценивающего фильтра Калмана представлена на рис. 7.19. Здесь показана только одна измеряемая переменная и несколько параметров, подлежащих оцениванию. Аналогичные системы возможны и для случаев, когда одновременно измеряется несколько переменных. Модель системы используется для того, чтобы на основе имеющихся текущих оценок всех подлежащих оцениванию параметров получать прогнозируемое значение измеряемой переменной. Разность между прогнозируемым значением и фактически полученным в результате измерений поступает в усилительные звенья обратной связи, чтобы уточнить оценки параметров. Вычислитель коэффициентов усиления изменяет принятые оценки коэффициентов усиления оптимальным способом, зависящим от природы измерительных средств, статистических характеристик ошибок измерения и несовершенства априорных сведений об оцениваемых переменных. Применительно к рассматриваемой задаче измеряемой переменной служит угол ориентации корабля, а оцениваемые параметры включают в себя угол ориентации корабля, скорость его изменения, момент от перекоса тяги и, возможно, инерционные характеристики корабля. Ориентация

корабля включена в число оцениваемых параметров несмотря на то, что она является измеряемой переменной, поскольку измерение производится при наличии помех и несовершенства измерительных средств. Для такой простой приближенной модели рассматриваемой системы основной нагрузкой вычислителя будет вычисление коэффициентов усиления. Но изменяющиеся оптимальным образом коэффициенты усиления очень быстро приходят к своим установившимся значениям, и в ряде случаев ценой небольшого ухудшения точности можно принять эти коэффициенты постоянными. В таком случае оценки всех переменных, необходимые для получения эффективного управления при произвольных возмущающих моментах, могут быть получены с помощью минимальных вычислительных средств.

Разумеется, получающаяся система может быть реализована с помощью либо аналогового, либо дискретного вычислителя. Если бы цифровой вычислитель использовался обычным образом, когда управляющее воздействие прикладывается после того, как вычислитель произвел опрос значения угла ориентации и обработал уравнения регулирования, то из-за высокой скорости отработки кораблем управляющих и возмущающих моментов потребовалась бы довольно высокая частота выдачи результатов вычисления. Например, для предельного цикла, представленного на рис. 7.18, при управляющем ускорении 50 *град/сек*^{2}, возмущающем ускорении 10 *град/сек*^{2} и допустимой ошибке по углу 0,5 *град* управляющий момент действует в каждом цикле в течение 0,2 *сек*. Чтобы определить это время с ошибкой не более 10% при основной периодичности выполнения вычислительных операций, потребовалось бы выполнять вычисления с частотой 50 результатов в секунду. Такая нагрузка была бы для вычислителя очень значительной. Однако если вычислитель построен так, что он может (как ЦВМ «Аполлон») вести счет поступающих импульсов, продолжая выполнять другие вычисления, а когда накопилось определенное число импульсов, может на короткое время прерывать вычисления и выдавать дискретное значение выходной величины, то в этом случае управляющее воздействие может осуществляться в моменты времени, отличные от основных тактовых моментов выдачи результата. При таких возможностях ЦВМ частота выдачи результатов данных вычислений может быть меньше основной частоты вычислителя. Каждый раз, когда машиной произведен опрос угла ориентации и скорректированы оценки параметров, вычисления могут предсказать, следует ли предпринимать управляющее воздействие (т. е. следует ли включить или выключить двигатели), прежде чем будет произведен следующий опрос. А в этом случае интервал времени до этого момента или изменение ориентации к этому моменту могут быть введены в счетчик и затем считаны.

Каждый раз, когда включен какой-то двигатель, время, в течение которого он должен быть включен, подсчитывается и

вводится в счетчик, так что двигатель снова может быть отключен между двумя последовательными моментами окончания цикла вычислений.

Неподвижно закрепленный ракетный двигатель используется для подъема на орбиту лунного экспедиционного модуля (ЛЭМ). С целью унификации на этом модуле используются те же рулевые двигатели на самовоспламеняющемся топливе, что и на командном и двигательном модуле.

К концу работы ускорителей, выводящих его на орбиту, ускорение ЛЭМ при действии управляющих моментов весьма велико — около 50 *град/сек*^{2}. Момент из-за перекоса тяги может достигать половины значения управляющего момента. Информация об угловом положении корабля снимается с датчиков углов карданова подвеса гиростабилизатора и выдается после аналого-цифрового преобразования с дискретностью 40 *дуг. сек.* Для основной системы угловой стабилизации гиротахометры не требуются.

Моделирование такой системы с использованием в качестве дискретного регулятора типового логического переключателя показало, что требуется частота квантования около 40 *гц*. Даже при такой скорости квантования ошибки от задержек по времени явно заметны. Моделировалась также система, использующая калмановский фильтр для оценивания угла ориентации, скорости изменения ориентации и перекоса тяги.

Динамика КЛА в фильтре этой модели была представлена лишь моментами инерции вокруг каждой оси. Такая модель вполне приемлема, хотя она и не полностью отражает динамическое поведение корабля. В зависимости от оцениваемых ошибок и оцениваемых перекосов были запрограммированы различные режимы регулирования. Для установившегося режима при перекосе тяги, бóльшем, чем пороговое значение, управление сводилось к формированию предельного цикла желаемого вида (рис. 7.18). Каждый раз, когда подавалась команда на приложение управляющего момента, подсчитывался интервал времени, в течение которого этот момент должен был действовать. Этот интервал заводился в счетчик и считывался с помощью тактовых импульсов. При такой схеме управления частота квантования 10 *гц* давала прекрасные результаты.

УПРАВЛЕНИЕ ВЕКТОРОМ УСКОРЕНИЯ

Задача системы регулирования на активном участке полета не сводится к регулированию собственно ориентации КЛА, а скорее — к регулированию вектора ускорения $\bar{a}_T$, создаваемого тягой, в соответствии с командами системы наведения. Можно было бы даже осуществлять управление непосредственно вектором $\bar{a}_T$, не заводя в обратную связь информацию об угловом положении корабля. Но система, в которой используется только

информация о скорости, требует применения сложных корректирующих устройств, которые должны изменяться в довольно строгом соответствии с изменяющимися условиями полета и характеристиками КЛА. Поэтому в большинстве случаев оказывается явно предпочтительным использование обратной связи по угловому положению для стабилизации КЛА. При наличии подходящей системы регулирования ориентации построить регулятор вектора $\bar{a}_т$ уже не трудно.

Первое приближение — это разомкнутая система. Зная желаемое направление вектора $\bar{a}_T$ в виде входного сигнала, выдаваемого системой наведения, можно рассматривать его просто как программное значение угла ориентации и направлять продольную ось корабля по вектору $\bar{a}_T$. Погрешность, которая при этом вносится, связана с тем, что вектор ускорения не всегда совпадает с продольной осью. В дополнение к этому, если центр масс корабля смещается от продольной оси, система регулирования ориентации приводит к появлению ошибки в ориентации вектора тяги, так как ориентация корабля регулируется при этом так, что среднее направление $\bar{a}_T$ проходит через отклоненное от оси положение центра масс. Для КЛА с двигателем в кардановом подвесе результирующая ошибка $\Delta\theta$ в угловой ориентации вектора ускорения $\bar{a}_T$ вокруг какой-либо оси, т. е. угол между фактическим и расчетным направлением этого вектора, определяется следующим образом:

$$\Delta\theta=\left(1+\frac{1}{K}\right)\delta_{ss}, \tag{7.3}$$

где K — коэффициент усиления в прямой цепи системы регулирования ориентации (угол поворота карданова подвеса на единицу ошибки в угловой ориентации корабля), а δ_{ss} — установившееся значение отклонения двигателя, требуемое для того, чтобы вектор $\bar{a}_T$ проходил через центр масс.

Использование в системе регулирования ориентации интегрирующего звена делает K практически бесконечным, но угловое рассогласование между направлением вектора тяги и продольной осью не может быть учтено системой регулирования вектора $\bar{a}_T$, построенной по разомкнутому циклу. Возникшее отклонение вектора $\bar{a}_T$ поступит в систему наведения и через нее в виде обратной связи повлияет соответствующим образом на команды, выдаваемые этой системой. Но при этом под действием возмущающих сил система наведения в точке отключения двигателя будет иметь ошибку, пропорциональную указанному выше отклонению вектора $\bar{a}_T$ В некоторых случаях эта ошибка от возмущающих сил может находиться в приемлемых границах. Если за рассматриваемым активным участком полета следует другой этап наведения, например, участок перелета к Луне или межпланетный перелет, то значение указанной ошибки может быть выражено в эквивалентной мере — количестве топлива, потреб-

ного для компенсации этой ошибки на последующем этапе. В ряде других случаев погрешность, обусловленная ошибкой системы наведения, приводит к более непосредственным результатам.

Рассматриваемая ошибка может быть исключена таким построением системы, когда фактическое направление вектора $\bar{a}_T$, определяемое акселерометрами инерциального измерителя, сравнивается с желаемым направлением и подаются команды на поворот корабля со скоростью, пропорциональной угловому рассогласованию этих векторов. Такое управление удобно реализуется, если принять во внимание, что векторное произведение единичного вектора, направленного по фактическому вектору $\bar{a}_T$, и единичного вектора, направленного по желаемому вектору, дает величину и направление вращения, которое необходимо совершить, чтобы придать фактическому вектору $\bar{a}_T$ желаемое направление. Если положить, что задаваемая командами угловая скорость должна быть пропорциональна названному угловому рассогласованию, то получится закон управления, выражаемый зависимостью

$$\bar{\omega}_c = S\,[\bar{l}_{a\,\mathrm{ind}} \times \bar{l}_{a\,\mathrm{com}}], \tag{7.4}$$

в которой

$\bar{\omega}_c$ — задаваемое значение угловой скорости;

S — чувствительность или коэффициент усиления, который необходимо реализовать;

$\bar{l}_{a\mathrm{ind}}$ — единичный вектор вдоль указываемого приборами вектора $\bar{a}_T$;

$\bar{l}_{a\mathrm{com}}$ — единичный вектор в желаемом направлении.

При использовании автопилота с датчиками угловой скорости это управляющее значение угловой скорости может преобразовываться в сигналы по осям, связанным с кораблем. При этом достаточно вычислять и использовать лишь компоненты управляющей угловой скорости по осям тангажа и рыскания. Если используется автопилот или система регулирования углового положения, то задаваемое значение угловой скорости преобразуется в соответствующее значение скорости изменения ориентации продольной оси корабля в соответствии с уравнением

$$\dot{\bar{i}}_l = \bar{\omega}_c \times \bar{i}_l. \tag{7.5}$$

Здесь $\bar{i}_l$ — единичный вектор вдоль продольной оси корабля;

$\dot{\bar{i}}_l$ — желаемая скорость его изменения.

Интегрированием по времени этого уравнения получают желаемое направление продольной оси, а сравнивая его с расчетным, вырабатывают команду в систему регулирования ориентации, чтобы свести к нулю ошибки ориентации по тангажу и рысканию.

При вычислении программного направления вектора $\bar{a}_T$ в ряде случаев более выгодным оказывается вести расчеты в другой

системе координат, с тем чтобы частично сократить вычисления. К концу активного участка полета, вблизи момента, когда требуется соблюсти условия на отсечку двигателя, вычисляемое направление $\bar{a}_T$ быстро изменяется. Однако угловую скорость $\bar{\omega}_c$ можно ограничить по величине или даже на коротком интервале времени, предшествующем отключению двигателя, положить равной нулю, допустив при этом весьма малую ошибку наведения.

Такое регулирование с обратной связью по направлению вектора $\bar{a}_T$ делает систему нечувствительной к любым статическим отклонениям вектора тяги или отклонениям положения центра масс. При этом просто подаются команды на поворот корабля, пока не будут выполнены желаемые условия, не взирая на то, как при этом требуется ориентировать корабль, чтобы выполнить эти условия. Вызванная возмущениями ошибка наведения в этом случае оказывается пропорциональной скорости изменения угла перекоса тяги, а не самому углу. Поэтому требуемая чувствительность S системы в этом случае определяется в первую очередь скоростью изменения положения центра масс корабля. Эта чувствительность часто может быть очень низкой. Например, в системе «Аполлон» на участке приближения к Луне оказывается достаточным коэффициент усиления 0,06 *рад/сек/рад*.

ГЛАВА 7.2. СТАБИЛИЗАЦИЯ СВОБОДНОГО ПОЛЕТА

На этапах свободного полета, когда на КЛА не действуют сколь-либо значительные силы, регулирование его движения сводится к регулированию ориентации. На среднем участке полета в космическом пространстве наиболее общие требования к регулированию ориентации вытекают из следующих задач.

а. Ориентирование на Солнце. Очень часто для выполнения задач КЛА должен быть обращен одной стороной к Солнцу в течение большей части времени движения. Это позволяет эффективно использовать солнечные батареи и терморадиаторы, а также сводит теплопоглощение и теплоизлучение к заранее известным величинам, что облегчает задачу терморегулирования. Кроме того, среди всех базовых направлений наиболее легко отыскивается и опознается в околосолнечном пространстве именно направление на Солнце.

б. Ориентирование антенны. Радио- и телеметрическую антенну почти всегда требуется ориентировать на Землю. Этого можно достичь соответствующим поворотом КЛА вокруг направления на Солнце и поворотом антенны вокруг одной оси относительно КЛА.

в. Ориентирование для навигационного визирования. При оп-

ределенном построении бортовых оптических приборов может требоваться переориентирование КЛА для проведения наблюдений с целью определения местоположения. Например, для измерения угла между направлением на звезду и направлением на ориентир на поверхности близкого небесного тела требуется, чтобы точный поворот одной из оптических осей секстанта совершался в плоскости измерения указанного угла. Для этого требуются две степени свободы ориентации одной из осей секстанта. Если по соображениям простоты прибора и уменьшения инструментальных ошибок предусматривается, что названная ось секстанта имеет лишь одну степень свободы относительно КЛА, то вторая степень свободы ее в пространстве должна быть обеспечена поворотом самого КЛА вокруг одной оси.

г. Ориентирование для создания импульса скорости. Прежде чем на определенное время включить реактивные двигатели, продольную ось КЛА ориентируют вдоль требуемого вектора приращения скорости. Для этого нужны повороты КЛА вокруг двух осей. На средних участках свободного полета, если он совершается при неизменной ориентации КЛА, базовая система координат обычно строится по направлениям на Солнце и на звезду, а во время изменения ориентации КЛА — инерциальными средствами.

Для стабилизации одной из осей корабля в направлении на Солнце используются двухкомпонентные солнечные датчики. Базовое направление, от которого отсчитываются углы поворота КЛА вокруг направления на Солнце, реализуется путем отслеживания звезды. Часто в качестве базового берут направление на звезду Канопус, которая удачно расположена. Для КЛА, оперирующего вблизи эклиптики, направление на Канопус образует большой угол с направлением на Солнце, кроме того, в окрестности Канопуса нет других звезд, сравнимых с ним по величине. Чтобы сориентировать КЛА для навигационных наблюдений или для создания импульса скорости, приходится прекращать отслеживание одного или двух названных оптических ориентиров. В этом случае для запоминания базовой системы необходимо на борту КЛА иметь инерциальные средства. При указанной переориентации требуется не столь высокая точность, чтобы необходимо было использовать гиростабилизатор, входящий в систему навигации. Вместо него может быть применен более простой и удобный комплект установленных непосредственно на борту КЛА двухстепенных интегрирующих гироскопов. Если в таких приборах гироскопический момент уравновешивается управляемым с помощью импульсов датчиком момента, то связь прибора с основным цифровым вычислителем осуществляется наиболее просто. Двухосная переориентация КЛА осуществляется последовательно: сначала поворотом его относительно базовой системы координат на нужный угол вокруг одной оси, а затем поворотом на другой угол вокруг нового положения второй оси. При этом система стабилизации КЛА

работает так, чтобы сигнал с третьего гироскопа был равен нулю. Исходная система координат может быть восстановлена последовательными вращениями в обратном порядке и обратном направлении.

Во время космического полета на среднем участке управляющие моменты создаются реактивными рулевыми двигателями или специальной системой перераспределения момента количества движения между КЛА и его внутренними устройствами. В реактивных рулевых двигателях используется либо холодный, либо горячий газ; для больших КЛА предпочтительны двигатели на самовоспламеняющемся топливе. Системы на «холодном» газе, в качестве которого обычно используется находящийся под большим давлением азот, применялись неоднократно. Но эти системы имеют ограниченный удельный импульс — от 60 до 80 *сек*, а необходимые емкости весят даже больше содержащегося в них газа. Релейные системы управления кораблем, использующие реактивные рулевые двигатели, аналогичны уже рассмотренным в разделе «Регулирование ориентации корабля с неподвижным двигателем». Как сказано в этом разделе, коэффициент заполнения цикла в устойчивом предельном цикле при отсутствии внешних по отношению к кораблю моментов зависит от минимального импульса, который может быть реализован, и максимально допустимого значения ошибки по угловому положению. Присутствие внешних моментов, таких, как момент сил, создаваемых давлением солнечного света, может быть использовано для уменьшения расхода топлива при регулировании. Но эта экономия может быть достигнута, только если система регулирования способна определять наличие внешнего момента. Регулирование при этом осуществляется так, что периодически прикладываются управляющие моменты, противоположные внешнему моменту, а в промежутках корабль под действием внешних моментов приводится к допустимой границе ошибки по положению.

Системы перераспределения момента количества движения либо изменяют скорость вращения специальных маховиков, либо вынуждают их прецессировать, а скорость собственного вращения остается неизменной, как у гироскопов. В обоих случаях на базе этих устройств, создающих управляющий момент, можно построить линейную систему регулирования. Установившийся режим работы таких систем не всегда представляет собой предельный цикл, и при необходимости с их помощью может быть осуществлено очень точное регулирование ориентации — практически с точностью построения базовой системы координат. С другой стороны, существует верхний предел изменения момента количества движения, создаваемого такой системой. В случае, если она основана на разгоне и торможении маховиков, максимально достижимое значение момента количества движения соответствует произведению момента инерции маховика на макси-

мальную скорость его вращения, а в случае прецессирующих гироскопов изменение момента количества движения корабля прекращается, когда гироскоп поворачивается на 90 градусов.

Такое насыщение системы регулирования необходимо предотвращать, управляя положением или изменяя конфигурацию КЛА, чтобы не допустить длительного действия на него моментов одного знака, или используя реактивные рулевые двигатели для приложения моментов, уводящих систему перераспределения момента количества движения корабля от состояния насыщения.

Стремление получить некоторую аппроксимацию линейного или пропорционального регулирования при управлении с помощью рулевых реактивных двигателей привело к разработке нескольких типов логического управления. Простейшие из них — частотно-импульсная модуляция и широтно-импульсная модуляция. В первом случае периодически подаются импульсы управляющего момента постоянной длительности с частотой, пропорциональной управляющему сигналу. Им может быть либо просто ошибка в угловой ориентации корабля, либо такая ошибка с добавлением к ней, для демпфирования, угловой скорости. Основной недостаток такой логики управления — высокая частота следования импульсов при больших значениях ошибки, когда было бы гораздо эффективнее с точки зрения расхода топлива и выгоднее с точки зрения уменьшения износа клапанов оставлять двигатели непрерывно включенными. Во втором случае импульсы управляющих моментов выдаются с постоянной частотой, а ширина их пропорциональна управляющему сигналу. Недостаток этой схемы — функционирование управляющих двигателей даже при малых ошибках, когда было бы выгоднее совсем не включать двигатели.

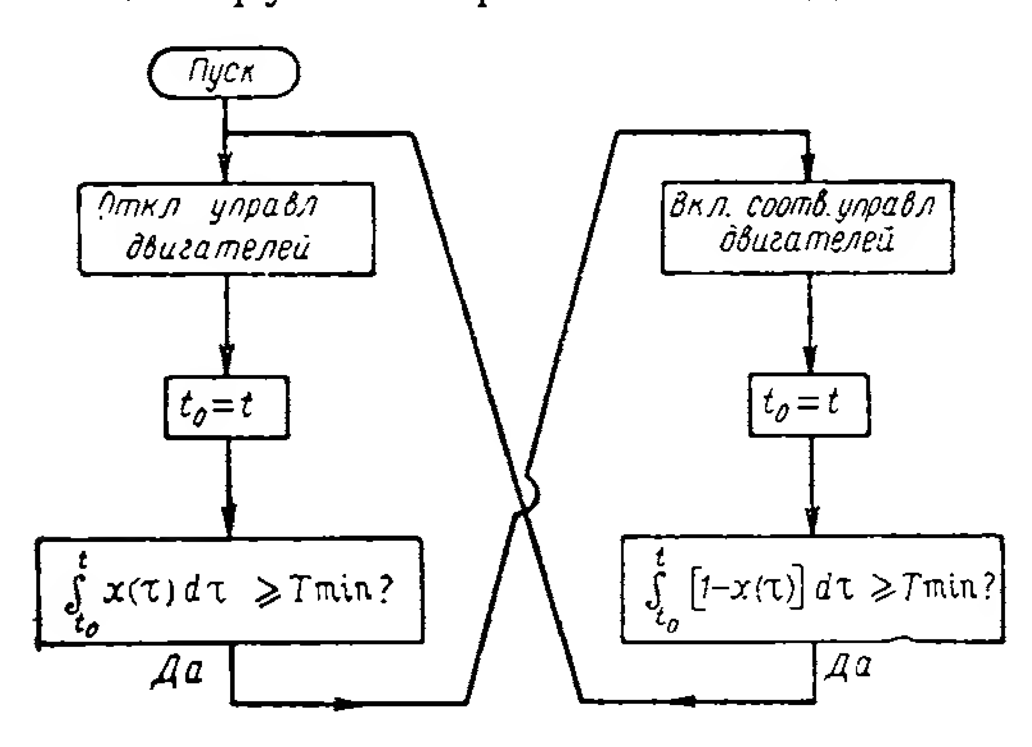


Рис. 7.20. Логическое управление по способу Шафера или модулятор коэффициента заполнения цикла

Усложняя схему, пытаются избавиться от этих недостатков, прибегая к дополнительной числовой обработке сигналов. Одна такая схема известна как модулятор Шафера [2] или модулятор коэффициента заполнения. Соответствующая схема логического управления представлена на рис. 7.20. Показанная на этом рисунке переменная $x(t)$ зависит от ошибки ориентации корабля и угловой скорости ее изменения. Она изменяется в пределах от 0 до $+1$ и закон ее изменения обычно принимается в виде, представленном на рис. 7.21. Система регулирования периодически

повторяет логический цикл, как показано стрелками на рис. 7.20, включая соответствующие рулевые двигатели на промежуток времени, пока интеграл от $[1 - x(t)]$ не станет равным T_{min}, а затем, выключая их на время, пока интеграл от $x(t)$ не станет равным T_{min}. Очевидно, пока управляющий сигнал остается в пределах зоны нечувствительности (рис. 7.21), двигатели будут оставаться выключенными, а когда управляющий сигнал находится в зоне насыщения, двигатели будут оставаться включенными. При средних значениях управляющего сигнала управляющие двигатели включаются и выключаются, а ширина импульсов, частота следования их и коэффициент заполнения меняются вместе с управляющим сигналом. Если величина $x(t)$ рассматривается как квазистационарная, параметры режима работы двигателей, а именно, ширина импульса t_{on}, частота следования импульсов f и коэффициент заполнения цикла k_c, определяются следующими зависимостями:

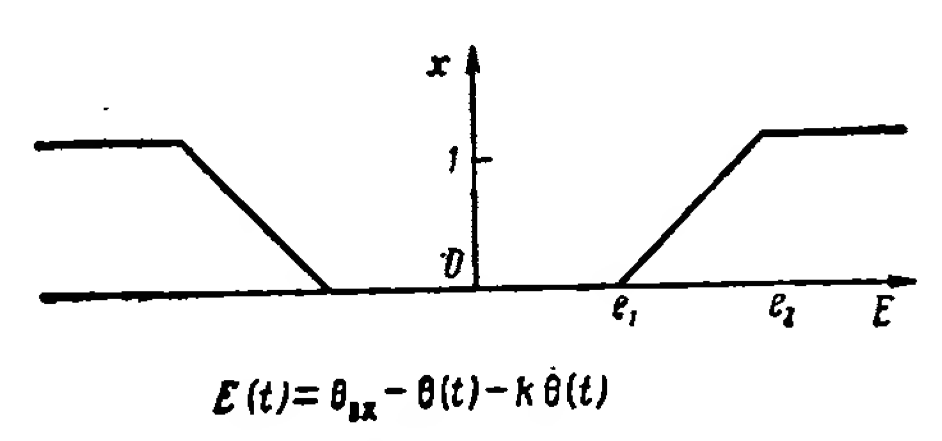


Рис. 7.21. Типичный вид функции $x(t)$

$$t_{on} = \frac{T_{min}}{1-x}; \qquad (7.6)$$

$$f = \frac{1}{t_{on}+t_{off}} = \frac{1}{T_{min}}\,x(1-x); \qquad (7.7)$$

$$k_c = \frac{t_{on}}{t_{on}+t_{off}} = x. \qquad (7.8)$$

Таким образом, переменная x в точности равна коэффициенту заполнения цикла системы регулирования. Зависимость ширины импульса и частоты следования импульсов от x для $T_{min} = 10$ *мсек* представлена графиками на рис. 7.22. Из этих графиков видно, что при малых значениях x (когда управляющие сигналы находятся вблизи зоны нечувствительности) модулятор коэффициента заполнения работает по существу как импульсный

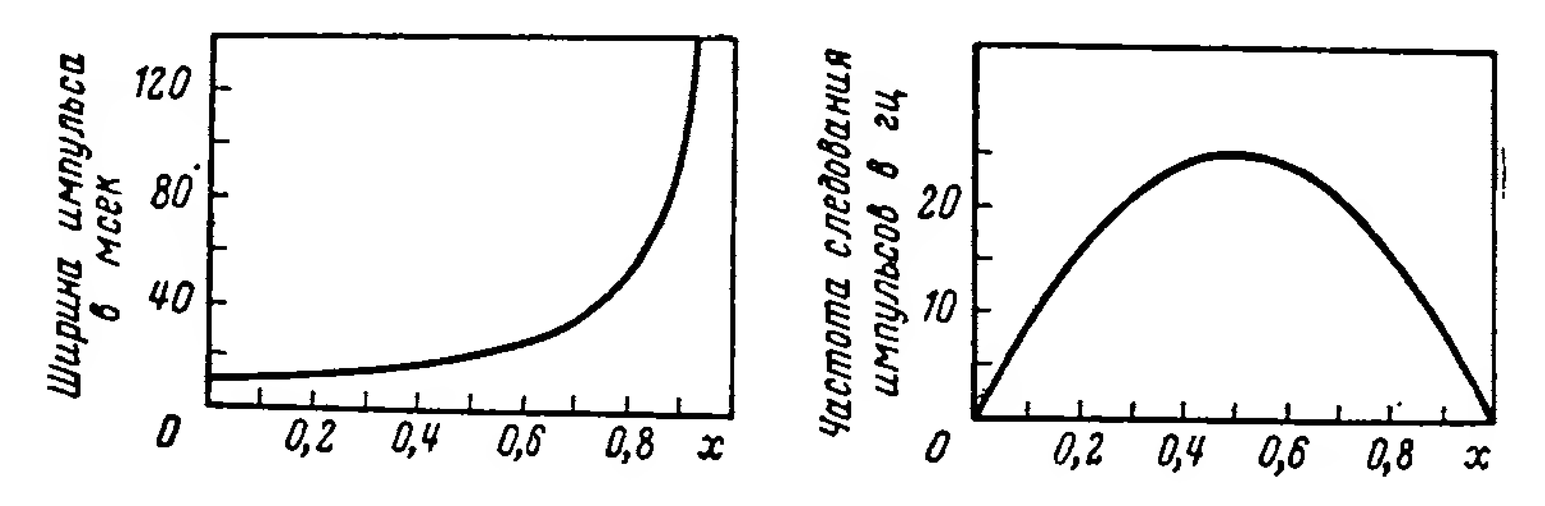


Рис. 7.22. Характеристики модулятора коэффициента заполнения цикла

частотный модулятор, использующий импульсы минимальной ширины. С возрастанием ошибки ширина импульса увеличивается, чтобы предотвратить слишком большие значения частоты следования импульсов. При квазистатическом поведении x максимальная частота следования импульсов равна $1/4\ T_{min}$.

Но даже такое логическое регулирование имеет некоторые недостатки. Типичная реакция рассматриваемой системы на изменение задаваемой командой ориентации представлена на рис. 7.23. Можно видеть, что управляющие двигатели без необ-

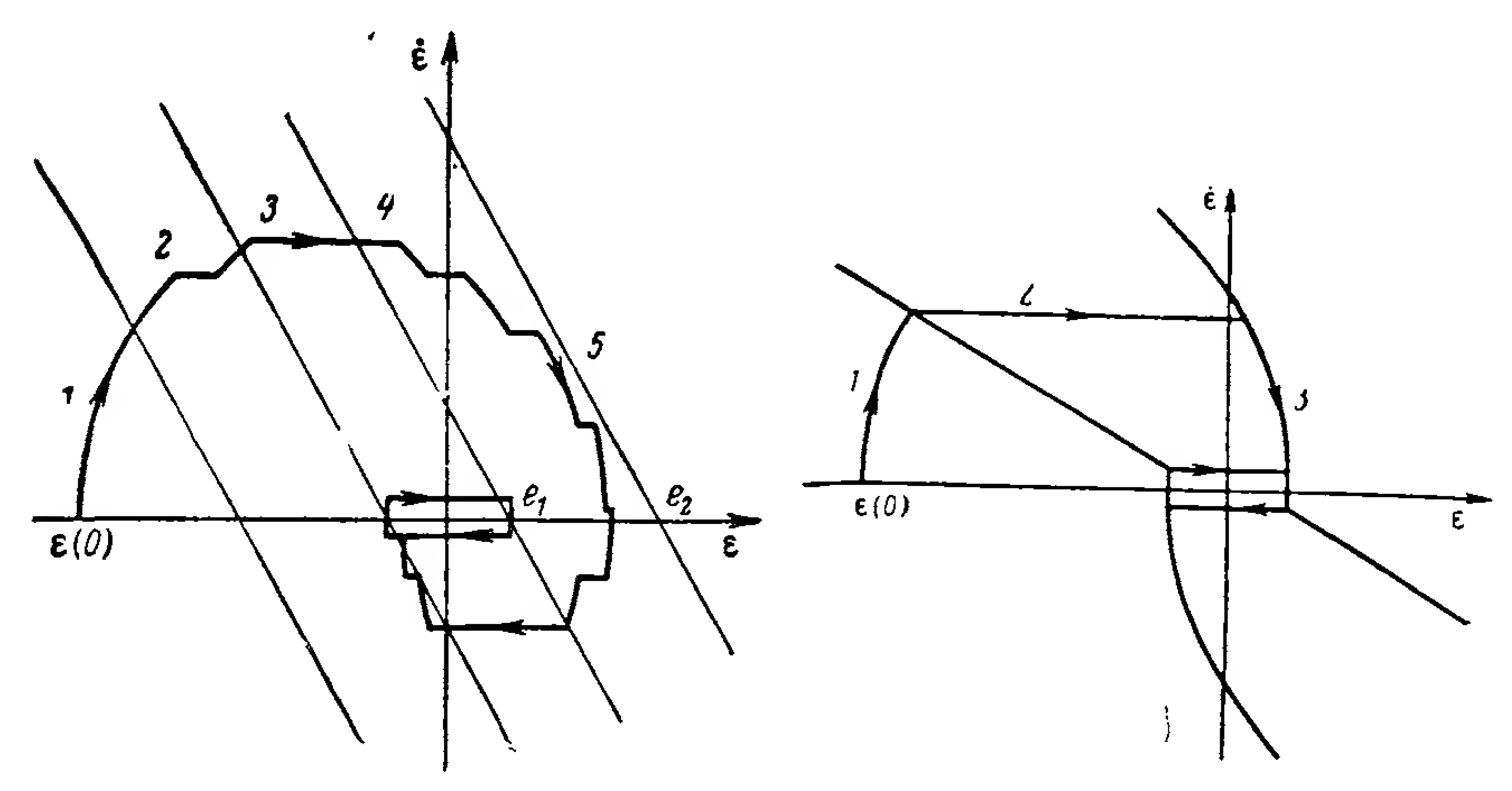


Рис. 7.23. Типичная реакция на скачок системы с модуляцией коэффициента заполнения:

1 — двигатель развивает постоянный отрицательный момент; *2* — двигатель работает в режиме модуляции момента; *3* — двигатель отключен; *4* — двигатель работает в режиме модуляции момента; *5* — двигатель развивает постоянный положительный момент

Рис. 7.24. Реакция на скачок в системе с линиями переключения в виде прямых и парабол:

1 — двигатель развивает постоянный отрицательный момент; *2* — двигатель отключен; *3* — двигатель развивает постоянный положительный момент

ходимости включаются и выключаются слишком часто, прежде чем система достигнет предельного цикла. Между тем, если характеристики системы (уровень ускорений и постоянные времени) известны довольно хорошо, то достаточно лишь двух управляющих импульсов, чтобы прийти к предельному циклу. На рис. 7.24 показаны необходимые для этого линии переключения. Наклон прямых переключения при желании можно изменять таким образом, чтобы обеспечить компромисс между расходом топлива и временем реакции системы. Подобная логика переключений может быть просто реализована при использовании цифрового регулятора.

Выбор в качестве органов управления рулевых двигателей или системы перераспределения момента количества движения КЛА, либо же и того и другого, должен основываться на анализе весовых и точностных характеристик, а также показателей на-

дежности. Если требуется регулировать положение корабля с большой точностью, например, когда на нем жестко установлен большой телескоп, то, очевидно, следует использовать систему перераспределения момента количества движения. Но в большинстве случаев такая исключительная точность не нужна, и, как более надежная, может быть выбрана система, использующая рулевые двигатели. Преимущество в надежности этой схемы видно уже из того, что для удовлетворительной работы системы перераспределения момента количества движения КЛА нужны также и рулевые реактивные двигатели, чтобы избежать режимов насыщения. Если в начале проектирования системы выяснилось, что точное регулирование ориентации обойдется слишком дорого, то иногда можно спроектировать КЛА и его подсистемы так, чтобы избежать необходимости такого точного регулирования. Например, нетрудно представить такое устройство оптического навигационного прибора, что для отслеживания некоторого базового направления потребуется точная угловая стабилизация КЛА. Но можно построить прибор того же назначения так, чтобы был допустим некоторый медленный дрейф ориентации корабля, как это и сделано в системе «Аполлон». Вместо того чтобы осуществлять точное регулирование ориентации корабля для выдерживания заданного базового направления, кораблю позволяют совершать медленный угловой дрейф и отмечают момент, когда линия визирования проходит через базовое направление.

Есть еще один фактор, который трудно оценить количественно и который необходимо принимать во внимание при выборе между системой перераспределения момента количества движения корабля и системой с рулевыми реактивными двигателями. Этот фактор особенно важен для объектов с большим временем существования. Речь идет о возможности нехватки топлива для системы управления с рулевыми двигателями. Системы перераспределения момента количества движения корабля имеют преимущество, заключающееся в том, что запас электрической энергии, необходимой для их работы, может пополняться в космосе. А системы с рулевыми двигателями при работе все время расходуют топливо, запасы которого не могут быть восстановлены в космосе. Таким образом, несмотря на то, что расчеты могут показать очень малую вероятность израсходования всего запаса топлива, эта опасность угрожает кораблю в течение всего времени полета.

На средних участках полета ориентация космического корабля «Аполлон» регулируется с помощью рулевых реактивных двигателей на самовоспламеняющемся топливе, которые при необходимости используются также для коррекции поступательного перемещения [3]. В качестве горючего и окислителя в них используются гидразин и четырехокись азота или их химические вариации. Эти двигатели способны надежно работать в импульсном

режиме при минимальной ширине импульса в 10 миллисекунд. Шестнадцать таких двигателей установлены по сторонам двигательного модуля в четырех местах, по четыре двигателя в каждой группе. Для приложения управляющих моментов они обычно запускаются попарно. Экипаж корабля может выбрать необходимый режим работы из нескольких возможных (рис. 7.25).

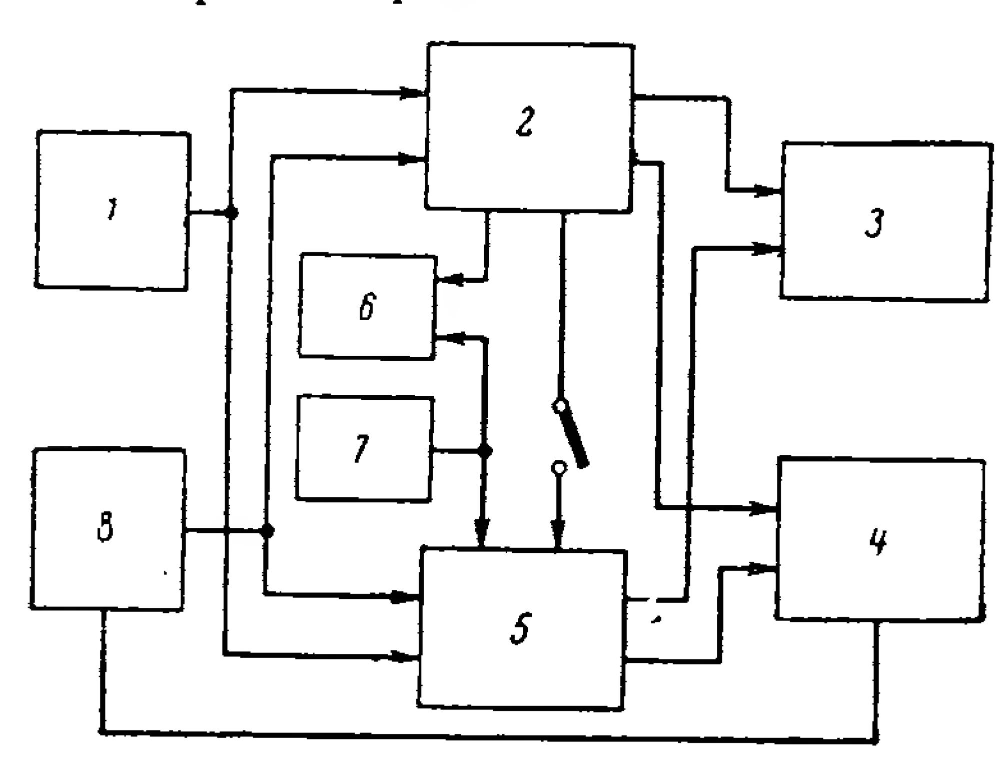


Рис. 7.25. Блок-схема системы наведения и управления командного и двигательного модуля. Структура блока II:

1 — устройство для ручного управления поступательным движением; *2* — основная система наведения и регулирования; *3* — исполнительные двигатели и электроника приводов карданова подвеса; *4* — система реактивных управляющих двигателей и электроника приводов; *5* — система стабилизации и регулирования; *6* — индикаторы на пульте пилота; *7* — дублирующая система ориентации; *8* — устройство для ручного управления ориентацией

В основном режиме навигационный вычислитель «Аполлона» выдает команды на электромагнитные клапаны реактивных рулевых двигателей, пользуясь только информацией об угловом положении корабля. Аналоговая система управления и стабилизации используется в качестве дублирующей. Она действует на основе информации о положении, а также об угловой скорости корабля; последняя выдается гиротахометрами. Работа по командам пилота может происходить в нескольких режимах: возможно прямое ручное управление реактивными рулями с помощью рукоятки трехстепенного контроллера, возможен специальный режим удержания ориентации и режим осуществления поворотов с заданной скоростью.

ГЛАВА 7.3. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ В АТМОСФЕРЕ

ВВЕДЕНИЕ

При полете с высокими скоростями в атмосфере задачи управления существенно отличаются от тех, что возникают при полете в космосе. В этом разделе рассматривается движение КЛА после входа его в атмосферу планеты. Здесь управление траекторией КЛА полностью или главным образом осуществляется путем изменения аэродинамических сил, действующих на объект. Сюда,

в частности, относится заключительный этап любого полета с возвращением на Землю. На этом этапе КЛА входит в атмосферу Земли и управляется так, чтобы приземлиться в заданном месте. Сюда относится также предшествующее переходу на орбиту спутника планеты прохождение через ее атмосферу, с тем, чтобы погасить скорость КЛА относительно этой планеты. Короткий участок полета в атмосфере, начинающийся со старта КЛА, в данном разделе рассматриваться не будет, так как на этом участке доминирует тяга двигателя, а не аэродинамические силы. Такая задача рассмотрена ранее в гл. 7.1.

Здесь будет рассмотрено управление поступательным движением КЛА, т. е. траекторией его полета, и регулирование ориентации КЛА. Управление траекторией часто называют наведением, и сведения о нем можно было бы изложить в третьей части книги. Но деление на наведение и регулирование достаточно условно и поэтому было признано более целесообразным задачи наведения и регулирования, относящиеся к полету КЛА в атмосфере с большими скоростями, рассмотреть в одном разделе.

УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЕЙ ПОЛЕТА

Рассмотрим задачу управления КЛА на участке входа в атмосферу и приземления. Торможение с помощью прохождения через атмосферу с входом в нее и последующим выходом фактически является «усеченным» вариантом траектории с приземлением; здесь нередко требуется управляемое рикошетирование, чтобы точка последующего приземления оказалась на желаемом удалении.

Схема траекторий входа, используемых для посадки в заданном месте, показана на рис. 7.26.

Область возможных направлений подлета к Земле ограничена самим существом задачи и необходимостью соблюсти определенную программу полета во времени. Правда, когда космический корабль находится на достаточном расстоянии от Земли, вектор его скорости обычно ориентирован почти по направлению на центр Земли так, чтобы можно было, затратив сравнительно небольшое количество топлива, повернуть последующую траекторию на любой угол вокруг направления местной вертикали. Следовательно, можно так сориентировать вектор скорости, чтобы корабль при номинальных условиях приземлился в заданную точку без управления боковым движением. Однако необходимая для этого траектория совсем не очевидна, поскольку точка приземления движется вместе с вращающейся Землей, и траектория космического корабля без регулирования не лежит в сохраняющейся в инерциальном пространстве плоскости.

До входа в плотные слои атмосферы траектория космического корабля в инерциальном пространстве по существу лежит в одной плоскости. Но если не принимать во внимание ветер,

атмосфера вращается вместе с Землей, и корабль постепенно захватывается вращающимися массами воздуха и в конечном итоге практически движется в плоскости, которая вращается вместе с Землей. Несмотря на эти сложные обстоятельства, оказывается, что с помощью итераций можно таким образом определить плоскость, образованную радиусом-вектором из центра Земли и вектором скорости корабля перед входом в атмосферу, что последующий полет в атмосфере при номинальных условиях будет оканчиваться в заданной точке. Дальностью

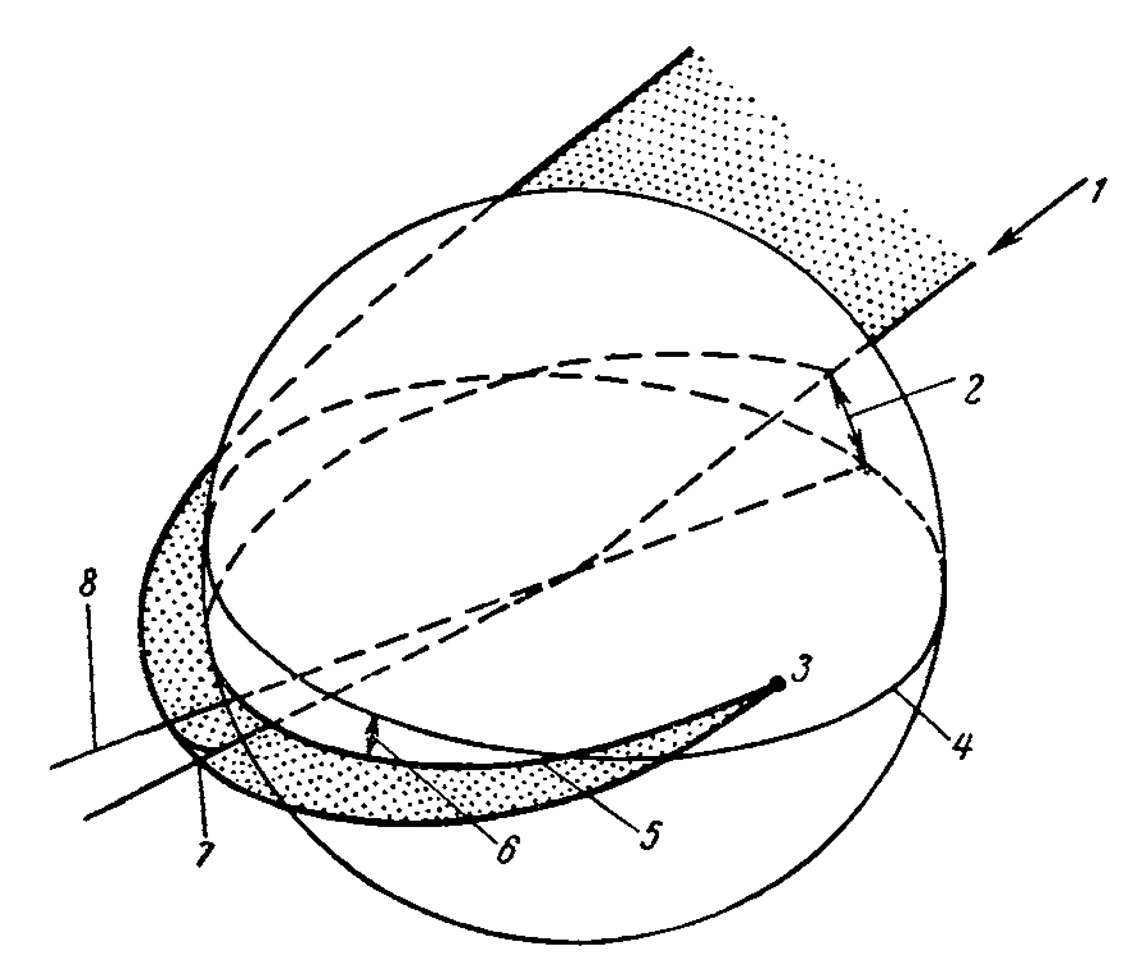


Рис. 7.26. Геометрия траекторий входа:

1 — направление подлета к Земле; 2 — наклонение; 3 — точка приземления; 4 — экватор; 5 — след траектории на поверхности Земли; 6 — наклонение; 7 — условный перигей; 8 — точка входа

до цели при входе в атмосферу считается расстояние от точки входа до места цели. Точка входа определяется как точка, в которой траектория снижения достигает высоты, условно принимаемой за границу атмосферы (обычно за границу атмосферы принимают высоту 120 *км*). Таким образом, точка входа несколько предшествует значению перигея для траектории сближения, рассчитанной в предположении отсутствия атмосферы.

На решение рассматриваемой задачи накладывается дополнительное ограничение: азимут траектории приближения к месту посадки должен быть в определенных пределах. Это требование обусловлено тем, что желательно, чтобы траектория полета проходила над специально оборудованными районами и не проходила над некоторыми районами. Последнее может иметь как физические, так и политические причины. Это особенно важно для полета с человеком, когда может оказаться нежелательным, чтобы полет проходил над территорией некоторых стран и над

полярными областями. Если бы возможно было выбрать и обеспечить место посадки в районе, близком к точкам пересечения линии сближения с поверхностью Земли, то поворотом плоскости траектории сближения вокруг местной вертикали в точке, которая еще достаточно удалена от Земли, можно было бы скорректировать траекторию так, чтобы подлет к месту посадки совершался под любым желаемым азимутом. Но во многих случаях это наложило бы неприемлемые ограничения на дальность полета в атмосфере.

Другой предельный случай получается, когда желаемая точка посадки находится вблизи плоскости, перпендикулярной к линии сближения и проходящей через центр Земли. В этом случае плоскость траектории сближения приходится выбирать такой, чтобы после входа в атмосферу боковые отклонения находились в разумных пределах и возможный диапазон азимутов подхода к цели был весьма ограничен. Эти ограничения могут быть настолько взаимно противоречивыми, что при наличии одной или нескольких желаемых точек посадки не удастся обеспечить подлет возвращаемого аппарата в любой момент времени хотя бы к одной из них под желаемым азимутом или, что то же, при желаемом наклонении орбиты. В этом случае придется воспользоваться посадкой на воду, для чего необходимо при изменении условий полета скорректировать прогнозируемое место приводнения корабля. Например, согласно программе «Аполлон» направление возвращения на Землю зависит от изменяющегося с каждым днем наклонения Луны. Геометрическое место точек возможной посадки выбирается в низких широтах Тихого океана, так что если полет откладывается, то в соответствии с этим изменяется и намечаемая точка посадки.

Другой круг вопросов, связанных с траекториями входа в атмосферу,— это допустимый разброс параметров движения в вертикальной плоскости или так называемый коридор входа. Дело в том, что для данного возвращаемого аппарата приемлемы не любые начальные условия в точке входа. Если угол входа в атмосферу в этой точке слишком велик, то при последующем полете корабль подвергнется чрезмерным аэродинамическим нагрузкам, даже если подъемная сила направлена вверх. Если же угол входа в атмосферу будет слишком мал, корабль выйдет из атмосферы со скоростью, большей первой космической, даже если подъемная сила направлена вниз.

Эти два обстоятельства определяют границы приемлемого коридора входа в атмосферу. Их можно также определить диапазоном допустимых значений условного перигея, т. е. высоты перигея, вычисленной в предположении, что атмосфера у Земли отсутствует. Границы этого коридора зависят от специально оговариваемых условий (например, нижняя его граница должна быть такой, чтобы перегрузка, действующая на корабль, не была больше десятикратной), от скорости входа и от аэродинамиче-

ского качества корабля (отношения L/D подъемной силы L к силе сопротивления D). Для траектории возвращения с Луны при скорости входа около 10,8 *км/сек*, аэродинамическом качестве $L/D=0,5$ и десятикратном ограничении допустимой перегрузки коридор входа, выраженный в значениях угла входа, имеет ширину около 2,5°. Для траектории возвращения с планеты с возможной скоростью порядка 15 *км/сек* аналогичный коридор сокращается до 0,7°.

О возможности управления дальностью можно судить по кривым зависимости дальности полета от угла входа (рис. 7.27) при различных значениях L/D. Для каждого значения L/D дальность ограничена снизу значением, при котором перегрузка достигает 10. С уменьшением угла входа максимальная дальность резко возрастает. Это характерно для траекторий, которые после первого погружения выходят из атмосферы и затем совершают очень пологий баллистический спуск. Нельзя сказать, что траектории с такой большой дальностью всегда полезны практически, ибо дальность полета здесь критична к ошибкам при выходе из атмосферы. Графики на рис. 7.27 построены для постоянных значений L/D. Для заданных значений начального угла входа и аэродинамического качества значение минимальной дальности можно несколько подправить, управляя подъемной силой во время полета. Выигрыш достигается благодаря тому, что подъемную силу уменьшают по мере приближения значений ускорения корабля к 10 g с тем, чтобы уменьшить общую аэродинамическую нагрузку и избежать перехода через десятикратное значение перегрузки. О возможностях регулирования боковых отклонений можно судить по кривым зависимости этих отклонений от пройденной дальности для различных значений L/D (рис. 7.28).

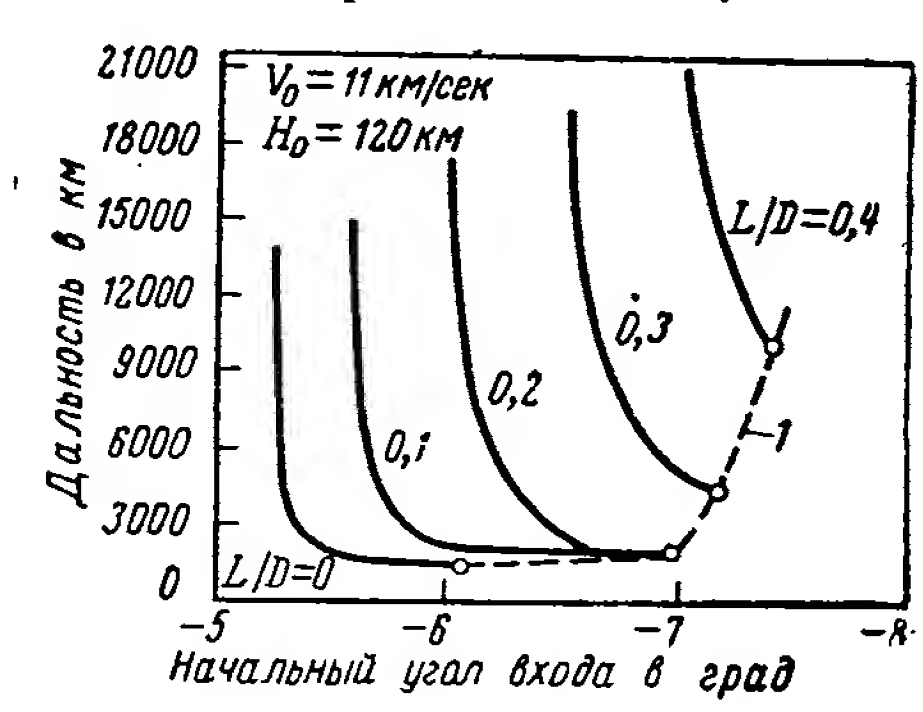


Рис. 7.27. Зависимость дальности от угла входа для условий возвращения с Луны. Случай постоянного L/D:

1 — предел ограничения по десятикратным перегрузкам

Вот некоторые из основных требований, предъявляемых к системе регулирования полета на атмосферном участке:

а) не допустить повышенных аэродинамических нагрузок,

б) при наличии навигационных ошибок, разброса характеристик возвращаемого аппарата и атмосферы не допустить выхода корабля на траекторию, с которой невозможно возвратиться на Землю,

в) обеспечить необходимую продольную дальность и боковой путь,

г) обеспечить достаточно низкий уровень тепловых воздействий, а возможно, и скорости нагревания аппарата,

д) обеспечить необходимую точность приземления в точке посадки.

Рассмотрим эти требования применительно к каждому из участков атмосферного полета, показанных на рис. 7.29.

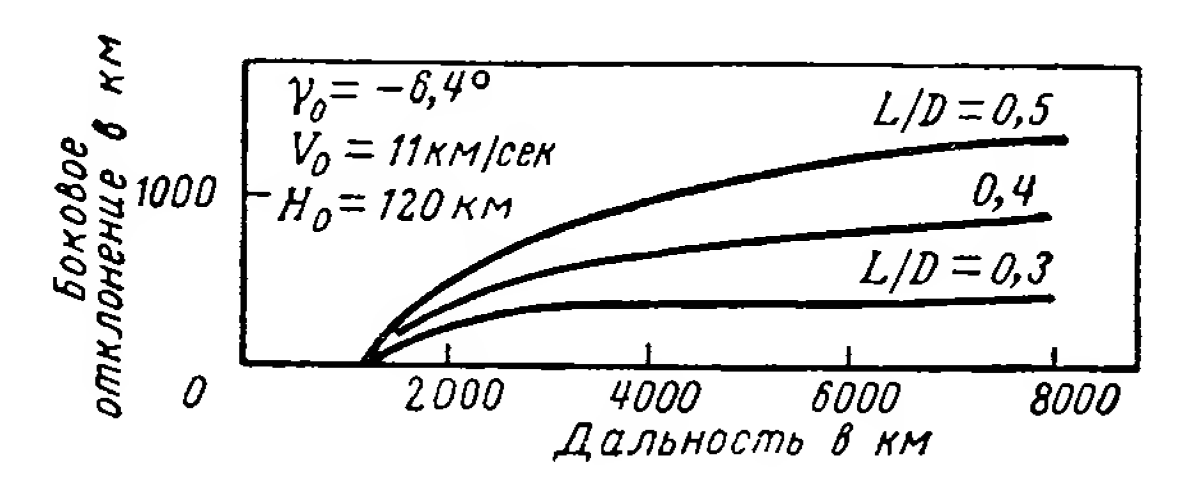


Рис. 7.28. Зависимость бокового отклонения от дальности для условий возвращения с Луны. Случай постоянного L/D

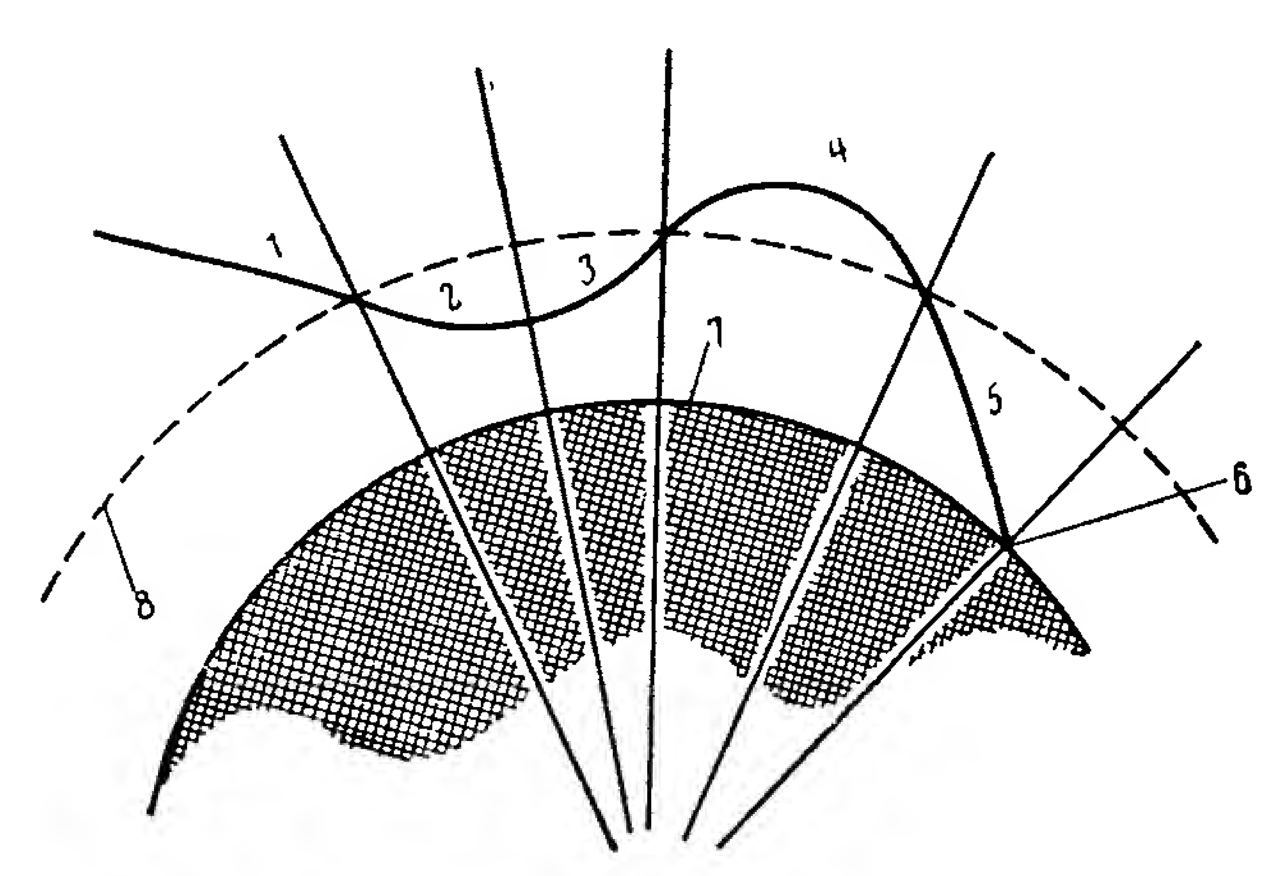


Рис. 7.29. Типичная траектория возвращения на Землю:

1 — участок перед входом в атмосферу; *2* — участок начального торможения; *3* — управляемый набор высоты до выхода из атмосферы; *4* — участок баллистического полета; *5* — завершающее планирование; *6* — точка приземления; *7* — поверхность Земли; *8* — «граница» атмосферы.

Участок перед входом в атмосферу

Насколько будут удовлетворены первые два из указанных требований, в значительной степени зависит от работы системы наведения на участке перелета. Поскольку наведение осуществляется на каждом из следующих один за другим участков по-

лета, то ошибки наведения на одном участке могут быть выражены в эквивалентной мере — количестве топлива, необходимого для их исправления на следующем участке. Однако более дорогой ценой могут обойтись ошибки коррекции на участке, предшествующем входу в атмосферу. Эта коррекция должна привести к выполнению необходимых условий при входе в атмосферу. В противном случае корабль будет лишен возможности совершить управляемый полет в атмосфере по соответствующей траектории. Коррекции во время перелета, кроме последней, предшествующей входу в атмосферу, могут для простоты и надежности осуществляться при управлении от упрощенной инерциальной системы, состоящей, например, из трех установленных непосредственно на борту КЛА гироскопических датчиков с импульсным выходом, используемых для управления ориентацией, и одного управляющего отключением двигателя акселерометра с осью чувствительности, направленной вдоль продольной оси корабля. Чтобы ошибки при проведении последней коррекции сказывались как можно меньше, эта коррекция должна происходить по возможности позднее с тем, чтобы наилучшим образом использовать навигационную информацию. А для уменьшения самих ошибок при этой коррекции она должна регулироваться по показаниям основных приборов системы наведения. Для этой цели используется предварительно выставленный инерциальный измерительный блок. Перед входом в атмосферу в инерциальную систему навигации вводят соответствующие начальные условия.

Начальный участок торможения

На начальном участке траектории входа основное внимание можно сконцентрировать не на последующем достижении места посадки, а на том, чтобы избежать повышенных перегрузок или выхода из атмосферы на неуправляемую траекторию. Естественно принять для этого участка траектории логическое управление. В зависимости от указываемых системой условий входа и прогнозируемой траектории подаются команды на ориентацию подъемной силы вверх или вниз. Если для того чтобы избежать повышенных перегрузок или выхода на неуправляемую траекторию необходима лишь часть максимального значения подъемной силы, достигаемой при определенной ориентации корабля, и если для достижения требуемого места посадки корабля необходимо пролететь значительное расстояние в боковом направлении, то для управления боковым движением можно использовать, по крайней мере, частично саму подъемную силу. Чтобы обеспечить достижение боковых дальностей, близких к максимально возможным, нужно начинать поворот траектории как можно раньше. В качестве конечной цели этой фазы полета можно рассматривать достижение скорости, параллельной мест-

ному горизонту при достаточно низком уровне перегрузок и достаточно малом значении модуля скорости, при котором аппарату обеспечивается возможность последующего захвата атмосферой. Это означает, что скорость и высота в конце рассматриваемого участка торможения должны быть такими, что максимально возможная подъемная сила (реализуемая при определенной ориентации корабля) почти компенсирует превышение центробежной силы над гравитационной.

Управляемый набор высоты до выхода из атмосферы

В большинстве случаев для достижения требуемой дальности возвращаемый аппарат должен после погружения в атмосферу снова набрать высоту и совершить баллистический полет вне атмосферы до точки повторного погружения, достаточно близкой к точке посадки, так, чтобы оставшийся путь он мог совершить в установившемся планировании. Это наиболее критичный маневр при возвращении на Землю. Зависимость (рис. 7.30) дальности на баллистическом участке полета от скорости аппарата и скорости изменения его высоты в точке выхода из атмосферы после первого погружения (на высоте 120 *км*) показывает, что существует целый континуум параметров, определяющих условия выхода и реализующих требуемую дальность. При заданной дальности требование пониженной скорости выхода можно удовлетворить, выбрав более крутой угол выхода, что приведет к бóльшей скорости изменения высоты. Однако при различных траекториях, реализующих одинаковую дальность, получаются разные значения производных от дальности по начальным условиям полета. Эти условия могут отклоняться от номинальных из-за неточного знания условий выхода или от неточностей управления при выходе из атмосферы. Производная от баллистической дальности по скорости выхода (рис. 7.31) и производная от баллистической дальности по изменениям вертикальной составляющей скорости в точке выхода (рис. 7.32) резко возрастают с увеличением скорости. Поэтому с точки зрения уменьшения производной от дальности по ошибкам медленный и крутой выход из атмосферы предпочтительней быстрого и по-

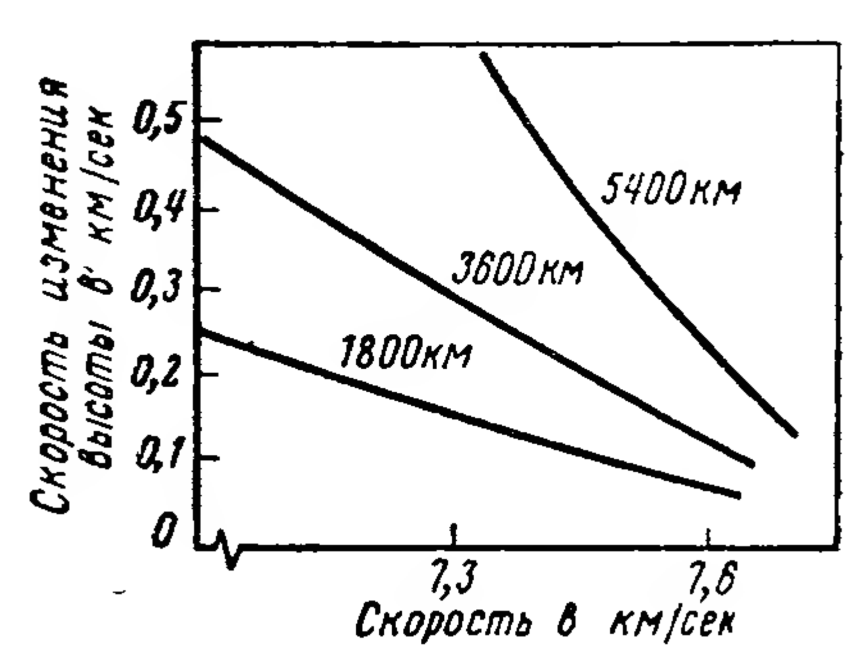


Рис. 7.30. Зависимость дальности на баллистическом участке от различных условий выхода из атмосферы. Рядом с кривыми указаны соответствующие значения дальности

логого выхода. Например, требуемая дальность баллистического участка 3600 *км* может быть реализована при скорости выхода 7500 *м/сек* и скорости изменения высоты около 210 *м/сек* или при скорости выхода 7800 *м/сек* и скорости по высоте около 70 *м/сек* или другими комбинациями. Во втором случае частные производные дальности по обеим скоростям почти в три раза больше, чем в первом. Поскольку навигационная информация, используемая системой наведения, может содержать заметные ошибки, обусловленные, главным образом, неточностью начальных условий, введенных в навигационную систему в конце сред-

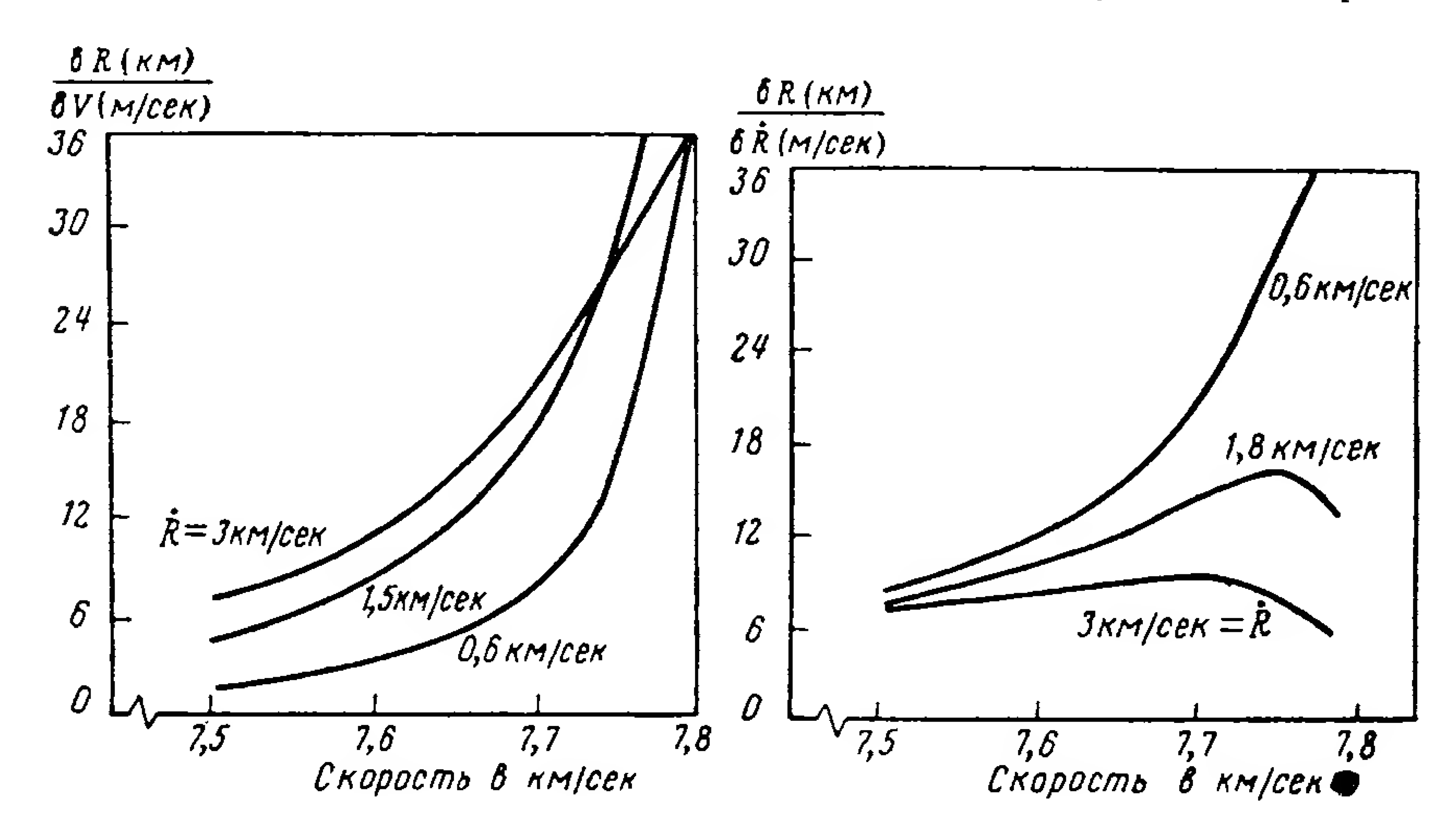


Рис. 7.31. Чувствительность баллистической дальности к скорости выхода из атмосферы

Рис. 7.32. Чувствительность баллистической дальности к скорости изменения высоты при выходе из атмосферы

него участка перелета, управление чувствительностью к ошибкам должно быть определяющим при построении системы регулирования полета на рассматриваемом участке полета.

Часто используются два существенно различных подхода к решению этой задачи: управление по прогнозируемому конечному значению и регулирование отклонений от расчетного движения. Метод управления, основанный на определении конечного значения управляемой величины, включает прогнозирование результата предпринятых управляющих действий на момент окончания полета. Такое прогнозирование траектории осуществляется, если это возможно, аналитически, или другим методом с помощью быстродействующего вычислителя, выполняющего расчет, исходя из текущих значений кинематических параметров. Если конечные условия движения не соответствуют желае-

мым (в данном случае, если конечная дальность не равна расчетной), то принятый закон регулирования изменяется и вычисляется новая прогнозируемая траектория. В результате таких операций получается вполне приемлемый процесс регулирования.

Такой способ управления позволяет парировать влияние больших отклонений начальных условий от номинальных, не возвращая объект к заранее выбранной номинальной траектории, поскольку это может быть невыгодным. Этот способ может быть использован для выбора траекторий, исходя из требований, отличных от требований обеспечения точности в конце полета, например, из условия обеспечения нужного теплового режима.

Метод управления, при котором заранее, до старта, выбирают номинальный закон движения объекта, а в полете сводят фактические параметры движения к значениям, соответствующим этому закону, не дает желаемых результатов. Такое управление накладывает слишком жесткие ограничения на систему регулирования, которая должна быть способна вернуть объект на заданную траекторию при любых изменяющихся обстоятельствах и, в частности, при аварийных возвращениях с различных участков полета.

Тем не менее можно показать, что для участка набора высоты перед выходом из атмосферы некоторые упрощения уравнений траектории движения позволяют вычислять опорную траекторию на борту корабля, используя известные условия в конце начального участка торможения и условия на выходе из атмосферы, необходимые для обеспечения заданной баллистической дальности. Если опорная траектория определяется таким аналитическим способом, схема регулирования по номинальной траектории приобретает достаточную гибкость. Более того, можно в схеме регулирования по номинальной траектории выбрать переменные коэффициенты усиления в цепи обратной связи из условия минимизации среднеквадратичного отклонения по дальности в конце баллистического участка полета при вероятных ошибках навигационной информации. Тогда достигается удивительная степень нечувствительности дальности к этим ошибкам.

Несмотря на чувствительность отклонений по дальности к ошибкам по скорости изменения высоты при выходе из атмосферы (соответствующая производная имеет значения порядка 18 *км/м/сек*) такая система обеспечивает ошибки регулирования, сравнимые с обычными, при погрешностях определения скорости изменения высоты до 60 *м/сек*. Такая нечувствительность является, по-видимому, самым важным критерием, по которому судят о достоинствах системы управления полетом на этом критическом участке полета.

Баллистический полет

На этом участке полета нет возможности осуществлять эффективное аэродинамическое управление. Если к тому же возвращаемый аппарат не имеет возможности двигаться, используя реактивные силы, то полет на этом участке полностью неуправляем. Это только подчеркивает важность обеспечения точных условий выхода из атмосферы, а точнее говоря, комбинации отклонений на выходе, позволяющей реализовать необходимую баллистическую траекторию.

Завершающий участок планирования

При завершающем планировании также возможно управление либо по конечному значению, либо по номинальной траектории. Если КЛА имеет значительное аэродинамическое качество, скажем при L/D порядка 0,5 или более, то в схеме управления по конечному значению прогнозирование дальности может осуществляться весьма простым способом. Если закон управления выбран таким, чтобы отношение L/D оставалось постоянным, то дальность, реализуемая при планировании, с хорошей точностью определяется следующим образом:

$$\text{угловая дальность} = \frac{1}{2}\frac{L}{D}\ln\left(\frac{1-\overline{V}_f^2}{1-\overline{V}_i^2}\right), \qquad (7.9)$$

где $\overline{V}_i$ и $\overline{V}_f$ — начальная и конечная скорости, поделенные на угловую скорость спутника на некоторой средней высоте.

Эта зависимость настолько проста, что позволяет производить прямое вычисление необходимого значения L/D, реализующего заданную дальность. Приведенное выражение с добавлением нескольких корректирующих слагаемых, учитывающих, что начальная высота и угол входа могут не соответствовать устойчивому планированию при требуемом отношении L/D [4], включается непосредственно в систему регулирования полета на завершающем участке планирования.

Возвращаемый аппарат корабля «Апполон» имеет L/D лишь около 0,3. При такой малой подъемной силе не полностью выполняются условия, лежащие в основе вывода соотношений устойчивого планирования, и потому предпочтительной оказывается схема управления по номинальной траектории. Эта схема особенно пригодна именно для последней фазы полета, поскольку баллистический участок выбирается таким, чтобы завершающее спуск планирование начиналось на определенном расстоянии от точки посадки. Поэтому на данной стадии полета вполне пригодны траекторные данные, рассчитанные до старта и хранимые в памяти бортового вычислителя. Номинальная

дальность, пролетаемая возвращаемым аппаратом корабля «Аполлон» на завершающем участке планирования, равна примерно 1200 *км,* а система управления способна скомпенсировать возмущения, которые привели бы к ошибке в конце баллистического участка порядка 360 *км.* Ожидается, что фактическое отклонение не будет превосходить 36 *км.*

РЕГУЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ

В рассмотренных выше методах управления полетом вырабатывается команда, задающая желаемое значение качества L/D. Система регулирования полета КЛА должна еще отработать эту команду. По целому ряду причин было бы желательно при управлении воздействовать на все аэродинамические параметры, т. е. устанавливать нужный угол крена и доводить до заданного значения отношение L/D. Но настройка аэродинамических параметров в полете представляет собой труднейшую задачу. Для этого необходимо иметь нечто вроде аэродинамических рулей или триммеров, которые не должны сгорать в потоке нагревающегося газа ,не должны заклиниваться, когда на них оседают частицы материала теплозащитного покрытия, сносимые потоком назад, должны быть достаточно малы по габаритам и весу, должны требовать умеренных мощностей для приведения в действие и т. д. Короче говоря, эта задача в настоящее время не имеет удовлетворительного решения.

Лучшие и вполне подходящие результаты дает другой способ, при котором качество L/D летательного аппарата остается постоянным, а регулирование полета осуществляется лишь путем изменения угла крена. В этом случае то, что говорилось об L/D при рассмотрении плоского полета, следует отнести лишь к вертикальной составляющей этой величины[1]. При этом КЛА поворачивается по крену на такой угол, при котором обеспечивается требуемое значение вертикальной составляющей L/D. Возникающая при этом боковая составляющая подъемной силы может быть направлена вправо или влево. Очевидно, логика управления боковым движением должна предусматривать реверсирование угла крена, когда прогнозируемая ошибка в боковом направлении превзойдет некоторый предел. Этот предел можно установить достаточно большим в начале и уменьшать его с течением полета — например, пропорционально возможности управления боковым движением корабля. Управление креном возвращаемого аппарата корабля «Аполлон» осуществляется релейно с помощью двигателей на самовоспламеняющемся топливе на основе информации об угловом положении КЛА, получаемой с датчиков углов по осям карданова подвеса гироста-

[1] По-видимому, имеется в виду проекция на вертикаль отношения вектора $\overline{L}$ к модулю D. *Прим. пер.*

билизатора. По курсу и тангажу аппарат аэродинамически устойчив, для демпфирования угловых скоростей используются дополнительные управляющие двигатели.

Задача управления полетом в атмосфере при возвращении с Луны в настоящее время представляется вполне технически разрешимой. Проблема становится гораздо сложнее, если, заглянув вперед, обратиться к анализу возвращения с других планет. Может оказаться, что для удовлетворительного ее решения потребуются новые методы. Коридор входа будет значительно уже; возможно, что для расширения допустимого коридора входа окажутся полезными управляемые тормозные устройства с большими рабочими поверхностями или использование во время входа в атмосферу реактивной тяги для поворота траектории в некоторой специально выбираемой точке траектории входа. Поскольку энергия КЛА, которую придется рассеивать при полете в атмосфере, будет существенно большей, значительно усложнится задача обеспечения тепловой защиты. Здесь могут оказаться полезными различные плоскости, подобные крыльям, так как энергия может быть рассеяна благодаря радиации при сохранении теплового баланса во время очень долгих полетов вокруг Земли на большой высоте. Чувствительность к ошибкам тоже увеличится, поэтому переходные процессы в системах регулирования должны протекать с меньшими разбросами, и статические ошибки должны быть меньше. Но ясно одно: будут космические полеты с возвращением, завершаемые полетом в атмосфере и приземлением. И для всех этих полетов придется отыскивать практически пригодные решения задачи управления полетом на этапе возвращения.

ЛИТЕРАТУРА

К части 1

REFERENCES

1. Schuler M., «Die Storung von Pendel-und Kreiselapparaten durch die Beschleunigung des Fahrzeuges». Phys. Z., vol. 24, p. 344, 1923.

2. Ишлинский А. Ю. Об уравнениях задачи определения местоположения движущегося объекта посредством гироскопов и измерителей ускорений. Журнал «Прикладная математика и механика», том XXI, № 6, стр. 725—9, Москва, 57.

3. Pitman G. R. (editor), «Inertial Guidance». John Wiley, New York, Инерциальные системы управления. Под ред. Питмена. (пер. с англ), Воениздат, Москва, 1964.

4. Draper C. S., Wrigley W. and Hovorka J., «Inertial Guidance». Pergamon Press, New York, 1962.

5. Markey W. and Hovorka J., «The Mechanics of Inertial Position and Heading Indication». Methuen, London, 1961.

6. Broxmeyer C., «Inertial Navigation Systems». McGraw-Hill, New York, 1964.

7. Wrigley W., Woodbury R. B. and Hovorka J., «Inertial Guidance». S. M. F. Paper FF—16, Inst. of the Aerospace Sciences, New York, 1957.

Ригли У., Вудбери Р., Говорка Дж., Инерциальная навигация, ИЛ, Москва, 1958.

8. Draper C. S., Wrigley W., Hovorka J. and Marshall R. E., «Non-Linear Effects in Radio-Monitored Inertial Guidance Systems», IUTAM Symposium, Kiev, 1961.

Дрейпер С., Ригли У., Говорка Дж., Маршалл Е., Нелинейные эффекты в инерциальных системах, корректируемых радиосредствами. Доклад на симпозиуме, Киев, 1961.

9. Draper C. S., «Mechanization of Inertial Guidance Systems». Gyrodynamics, H. Ziegler (editor), pp. 92—118, Springer-Berlin, 1963.

10. O'Donnell C. F. (editor), «Inertial Navigation Analysis and Design». McGraw-Hill, New York, 1964.

11. Leondes C. T. (editor), «Guidance and Control of Aerospace Vehicles». McGraw-Hill, New York, 1963.

12. Fernandez M. and Macomber G. R., «Inertial Guidance Engineering». Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1962.

13. Savant C. J., Jr., Howard R. C., Solloway C. B. and Savant C. A., «Principles of Inertial Navigation». McGraw-Hill, New York, 1961.

14. Locke A. S., «Guidance». D. Van Nostrand, Princeton, 1955.

15. Duncan D. B., «Combined Doppler Radar and Inertial Navigation Systems». Proc. Nat. Electronic Conf., Chicago, 1958.

16. Cannon R. H., Jr., «Alignment of Inertial Guidance Systems by Gyrocompassing-Linear Theory». J. Aerospace Sci., vol. 28, No. 11, 1961.

17. Hellman H., «The Development of Inertial Navigation». Navigation, vol. 9, No. 2, 1962.
18. McClure C. L., «Theory of Inertial Guidance». Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1960.
Мак-Клур. К. Л. «Теория инерциальной навигации», Изд-во «Наука», Москва, 1964.
19. Slater J. M., «Newtonian Navigation». Electromechanical Design, vol. 6, 1962.
20. Whrigley W., Schuler Tuning Characteristics in Navigational Instruments. Navigation., 1950.
21. Ziegler H. (editor), «Gyrodynamics». Springer-Berlin, 1963.
22. Draper C. S., Whitaker H. P. and Yong L. R., «The Roles of Men and Instruments in Control and Guidance Systems for Spacecraft». XV-th International Congress., Warsaw, 1964.
23. Brown K. and Weiser P. (editors), «Ground Support Systems for Missiles and Space Vehicles». McGraw-Hill, New York, 1961.

К части 3

1. Bumstead R. M. and Vander Velde W. E., «Navigation and Guidance Systems Employing a Gimballess IMU». Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 13, pp. 391—419, Academic Press, New York, 1964.
2. Blackman R. B., «Methods of Orbit Refinement». Bell Telephone Technical Journal, vol. 43, pp. 885—909, May, 1964.
3. Potter J. E. and Stern R. G., «Statistical Filtering of Space Navigation Measurements». Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 13, pp. 775—801, Academic Press, New York, 1964.
4. Battin R. H., «Astronautical Guidance». McGraw-Hill Book Company, Inc., New York, 1964.
5. Henrici P., «Discrete Variable Methods in Ordinary Differential Equations), John Wiley and Sons, Inc., New York, 1962.
6. Denham W. F. and Speyer J. L., «Optimal Measurement and Velocity Correction Programs for Midcourse Guidance». AIAA Journal, vol. 2, pp. 896—907, May 1964.
7. Moore F. and Brooks M., «Saturn Ascending Phase Guidance and Control Techniques». Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 10, pp. 183—209, Academic Press, New York, 1963.
8. Cherry G. W., «E Guidance: A Universal, Explicit, Optimizing Guidance Law for Rocket-Propelled Flight». AIAA/ION Astrodynamics, Guidance and Control Conference Paper 64—638, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Massachusetts, August 1964.
9. Curkendall D. W. and Pfeiffer C. G., «Discussion of Guidance Policies for Multiple-Impulse Corrections of the Trajectory of a Spacecraft». Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 13, pp. 667—87, Academic Press, New York, 1964.
Керкендал и Пфейфер, Анализ методов программирования многоимпульсной коррекции траектории космического аппарата.
Перевод с англ., Журнал «Вопросы ракетной техники», № 1, 1966.

К части 5

1. Chandrasekhar S., «Radiactive Transfer». Dover Publications, 1960.
2. Zucherbraun J., «High-Reliablity Scanners for Stellar Navigation». Electronics, May 11, 1962.

К части 6

1. «Proceedings of the Conference on Spaceborne Computer Engineering». I.R.E., P.G.E.C., Anaheim, California, October 30—31, 1962.
2. Dickinson M. M., Jackson J. B. and Randa G. C., «Saturn V

Launch Vehicle Digital Computer and Data Adapter». Proceedings 1964 Fall Joint Computer Conference, Spartan Books, Inc., Baltimore, Maryland, 1964.

3. Wyle H., Rubenstein S. Z., Miller L. and Githens S. E., The Logical Design of the D26C: A Microminiature Real Time Processing System». National Electronics Conference, May 1964.

4. Alonso R. L., Blair-Smith H. and Hopkins A. L., «Some Aspects of the Logical Design of a Control Computer: A Cast Study». IEEE Transactions on Electronic Computers, vol. EC—12, No. 5, December 1963.

К части 7

1. Kalman R. E., «A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems». Transactions of the ASME, Journal of Basic Engineering, March 1960.

2. Schaefer R. A., «A New Pulse Modulator for Accurate D. C. Amplification with Linear or Nonlinear Devices». IRE Transactions on Instrumentation, vol. 1—11, No. 2, September 1962.

3. Chilton R. G., «Apollo Spacecraft Control Systems». Presented at I.F.A.C. Symposium on Automatic Control in the Peaceful Uses of Space, Stavanger, Norway, June 1965.

4. Rosenbaum R., «Longitudinal Range Control for a Lifting Vehicle Antering a Planatory Atmosphere». A.R.S. Paper 1911—61; August 1961.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Часть 1. **Основные принципы наведения**

Часть 2. **Навигация, наведение и стабилизация при полете человека на Луну**

Часть 3. **Методы и алгоритмы навигации и наведения**

Часть 4. **Инерциальные приборы**

Часть 5. **Навигационные оптические измерения**

Часть 6. **Вычислительные машины для систем управления**

Часть 7. **Стабилизация движения космического летательного аппарата и управление его полетом в атмосфере**

Редактор *И. А. Суворова* Художник *Л. А. Витте*
Техн. редактор *А. Я. Дубинская* Корректор *Л. Е. Хохлова*

Сдано в набор 12/VIII—1969 г. Подписано в печать 8/XII—1969 г.
Формат 60×90¹/₁₆ Печ. л. 22,75 Уч.-изд. л. 22,03
Бум. л. 11,38 Бумага № 2 Тираж 2500 экз. Изд. зак. № 2486
Цена 1 р. 70 к. Тем. план 1969 г. № 170.
Издательство «Машиностроение», Москва, К-51, Петровка, 24

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7. Зак. 4627.

